

星际航行概论

錢 学 森 著

科 学 出 版 社

內 容 簡 介

本书对星际航行技术的各个方面作了初步的介绍,包括运载火箭的动力系统、运载火箭的设计及制造过程、运载火箭及星际飞船的飞行轨道、控制系统的原则及设计过程、星际航行中的通讯问题及防辐射问题、解决飞船再入大气层的设计原理、星际飞船的设计问题。本书最后将对星际航行的进一步发展做一展望。

本书对将投入星际航行技术工作的工程技术及研究人员起入门的作用,使他们了解各项工作在整体中的位置。对一般具有高等学校理工水平的读者,本书对他们说明星际航行肯定是现实的,但是星际航行技术是复杂的,实现星际航行是一项艰巨的工作。

星 际 航 行 概 论

錢 学 森 著

*

科学出版社出版 (北京朝阳门大街117号)

北京市书刊出版业营业许可证出字第061号

中国科学院印刷厂印刷 新华书店总经售

*

1963年2月第一版

书号:2675 字数:341,000

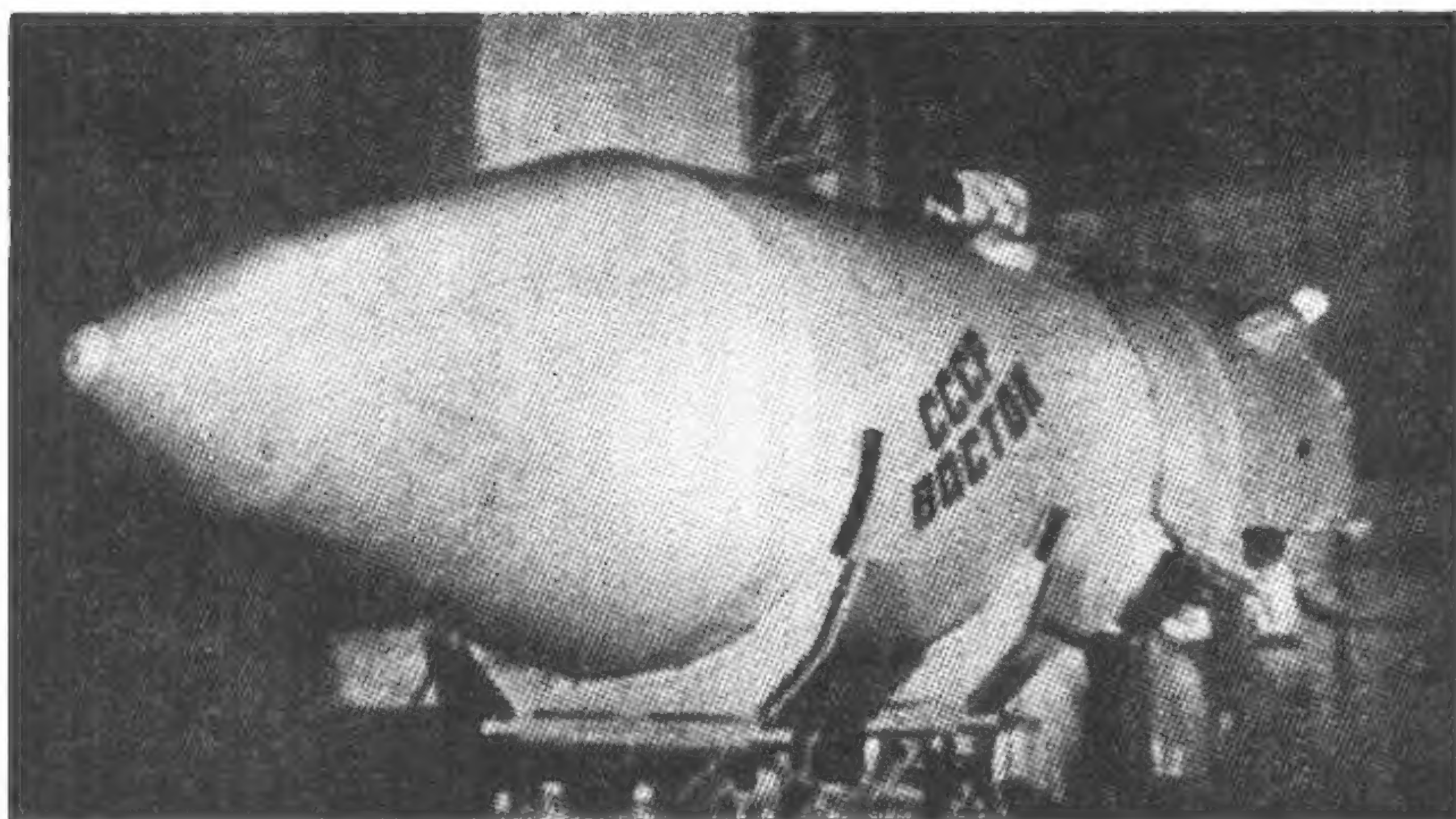
1963年2月第一次印刷

开本:787×1092 1/18

(京)0001—3,000

印张:17 1/3 插页:4

定价:3.10元



苏联“东方二号”宇宙飞船
(安装到运载火箭上以前,在进行地面测试及调整)

序

长远以来人們有在宇宙空間飞行的愿望,由于現代科学技术的发展,这一理想已在逐步实现。星际航行将是科学技术在二十世紀后半叶中最突出的成就。現在領先征服太空的是社会主义国家苏联,这使全世界进步的人們特別感到欢欣鼓舞。苏联人民正在运用他們的智慧,通过辛勤的劳动,为开创星际航行事业建立千古不灭的功勋! 与此相比,美帝国主义者在这方面的表現显得十分低陋,腐朽了的社会制度注定了他在这方面的追赶将是一场混乱的掙扎。今天是东风压倒西风的时代,苏联在星际航行中的輝煌成就,美国的屢次失敗,不正是毛主席这一英明論断的又一个例証嗎? 我們滿怀着对社会主义、共产主义的美好未来的信心,相信帶領人类进入星际和宇宙空間的,将来和現在一样,将是在伟大的馬克思列宁主义指引下觉醒了的人民。

写这本书是为了全面地介紹星际航行技术,而主要的对象是近代力学工作者。著者試圖达到两个目的: 第一,想說明实现星际航行的各个技术問題,从而一方面使投入到这些单个問題作研究的科学技术工作者能了解每一个問題在全部工作中的意义;而另一方面也是要說明星际航行技术的高度綜合性,它几乎包括了所有現代科学技术的最新成就,象近代力学、原子能、特种材料、高能燃料、无綫电电子学、計算技术、自动控制理論、精密机械、太空医学等。星际航行的更进一步发展不但将对上述这些科学技术提出新的、更高的要求,而且还会对另外一些直到現在还未发生联系的学科,象植物学、动物学、生物物理、生态学、遺传学、地質学等提出研究課題,使这些学科也得到以前未有的推动力,并向新的方向发展。一句話,星际航行是組織和促进現代科学技术的力量;星际航行可以广泛地带动各門科学前进。

在本书里,著者想說明的第二点是星际航行实践的复杂性和艰巨性。星际航行事业的每一个部門,研究、設計、試驗、制造、发射、通訊都需要一个庞大的組織,都需要一个千万名科学家、設計師、工程师、技师、技术員、工人和其它人員組成的队伍。这些部門进行工作所需要的設備在質上要求最高的,在量上也多;因此,沒有一个強大和各方面成套的工业,沒有一支多种学科和人数众多的科学技术队伍,就不可能設想全面地开展星际航行工作。自然,星际航行技术并不神秘,分析起来也不过是一般自然規律的具体应用,星际航行技术的基础也还是众所周知的基础学科数学、物理、化学等。我們要強調的是:虽不神秘,但也不簡單;星际航行是整个現代科学技术最

高水平的集中表現,不是輕而易舉的。

为了达到以上目的,本书的叙述想尽量具体,引用一些具体設計或計算数字作为例証。显然,在这方面有一定的限制,在书中較多地引用公开的美国技术資料,有些还是美国尚未实现的設計。著者曾对引用的資料作过鉴别,希望里面没有什么錯誤或不正确的东西。但在这点上或全书的其它方面如有謬誤,悬請讀者們指正。

如上所述,本书的主要讀者将是近代力学工作者們,因此在讲解各个問題的深度上有所側重:对力学方面的問題如动力、軌道、空气动力加热等就写得深一些,而力学原理却有意地讲得比較簡略。对非力学的問題如控制及导航系統、通訊系統、原子能发动机、电源、电火箭发动机等,为了把原理讲清楚,多費了些章节,但讲得不太深,只介紹了概况。

在写这本书的过程中,雷見輝同志和喻显果同志曾辛勤劳动,帮助著者整理书稿、繪制插图;也可以說如果没有他們的努力,这书是写不成的。著者在此謹对他們表示衷心的感谢。

著 者

1962年4月

目 录

序	v
第一章 星际航行与宇宙航行	1
§ 1.1 火箭技术的早期	1
§ 1.2 现代的火箭技术	4
§ 1.3 太阳系	10
§ 1.4 地球的周围环境	11
§ 1.5 第一、第二、第三宇宙速度	16
§ 1.6 齐奥尔科夫斯基公式	21
§ 1.7 恒星世界的宇宙航行	22
§ 1.8 阿克来公式	25
第二章 火箭发动机原理	30
§ 2.1 星际航行的动力	30
§ 2.2 固体推进剂火箭发动机工作原理	31
§ 2.3 液体推进剂火箭发动机工作原理	32
§ 2.4 推力的计算	35
§ 2.5 喷气速度的计算	37
§ 2.6 喷管的形状	43
§ 2.7 推力系数	48
§ 2.8 比冲	50
§ 2.9 更准确的计算	51
第三章 火箭发动机的技术实现	54
§ 3.1 液体推进剂的性能	54
§ 3.2 液体推进剂的选择	57
§ 3.3 几种液体火箭发动机	59
§ 3.4 液体火箭发动机的设计过程	67
§ 3.5 发动机试车台	74
§ 3.6 固体推进剂及固体火箭发动机的发展	77
§ 3.7 固体火箭发动机的设计问题	79
§ 3.8 固体火箭发动机的发展前景	82
§ 3.9 新型火箭发动机——固液型发动机	85
§ 3.10 发动机推力方向的调节	87
第四章 运载火箭的技术实现	92
§ 4.1 多级运载火箭的级数	92

§ 4.2 运载火箭的实例	96
§ 4.3 结构重量、结构比	101
§ 4.4 运载火箭的设计过程	104
§ 4.5 星际航行场	108
第五章 运载火箭从地面起飞的轨道问题	116
§ 5.1 发射人造行星或月球火箭的轨道与发射人造卫星的轨道	116
§ 5.2 邻近地面的起飞轨道	118
§ 5.3 质点在向心力场中的运动	122
§ 5.4 椭圆轨道上卫星的周期	127
§ 5.5 发射卫星的最佳轨道	127
第六章 星际航行的轨道	133
§ 6.1 太阳的重力场	133
§ 6.2 太阳系中的椭圆轨道	134
§ 6.3 实例	138
§ 6.4 在中心力场中的低推力轨道	140
§ 6.5 低推力星际航道	148
§ 6.6 光帆	149
第七章 原子能火箭发动机	151
§ 7.1 原子能	151
§ 7.2 原子火箭发动机	152
§ 7.3 电火箭的设计原理	157
§ 7.4 电火箭发动机的类型	164
§ 7.5 原子火箭与电火箭的比较	167
§ 7.6 氦火箭发动机	169
第八章 制导问题	170
§ 8.1 制导	170
§ 8.2 发射人造地球卫星的轨道所要求的精确度	170
§ 8.3 星际飞行轨道所需要的精确度	176
§ 8.4 控制的概率	179
§ 8.5 星际航行的制导问题	181
§ 8.6 运载火箭的制导系统, 初制导系统	185
§ 8.7 制导系统的设计	186
第九章 星际航行中的通讯问题	189
§ 9.1 星际航行中通讯工作的重要意义	189
§ 9.2 星际航行中通讯系统的有效功率	191
§ 9.3 星际航行通讯中的噪声	193
§ 9.4 信息率	196
§ 9.5 量子效应	200

§ 9.6 星际通讯的设备要求	201
§ 9.7 地面接收天线	203
§ 9.8 卫星式通讯中继站系统	204
§ 9.9 电磁波传播问题	206
§ 9.10 光波通讯	210
第十章 再入大气层	211
§ 10.1 人造卫星或星际飞船的降落问题	211
§ 10.2 再入大气层的轨道分析	212
§ 10.3 两种再入轨道	218
§ 10.4 防热设计	221
§ 10.5 防热设计的原则	229
§ 10.6 星际飞行轨道中的应用	231
第十一章 防辐射	233
§ 11.1 防辐射问题	233
§ 11.2 光子对物质的作用	233
§ 11.3 电子对物质的作用	237
§ 11.4 α 粒子、质子以及重原子核碳、氮、氧对物质的作用	239
§ 11.5 中子对物质的作用	240
§ 11.6 辐射对人体的作用	241
§ 11.7 辐射剂量	242
§ 11.8 宇宙射线	246
§ 11.9 地球辐射带及太阳耀斑爆发的辐射	247
§ 11.10 中子的防护	249
§ 11.11 辐射对器材的破坏作用	250
第十二章 飞船的设计问题	252
§ 12.1 超重和失重	252
§ 12.2 超重对人的影响	253
§ 12.3 失重对人的影响	255
§ 12.4 飞船船舱的设计要求	258
§ 12.5 星际航行中人的生活条件	260
§ 12.6 氧气及水分的供应	264
§ 12.7 长旅程星际飞船中的生态学系统	267
§ 12.8 防微陨石及通过小行星带	269
§ 12.9 飞船的定向系统	270
第十三章 飞船中的电源	273
§ 13.1 星际飞船中的能源	273
§ 13.2 化学电池	275
§ 13.3 太阳光电池	278

§ 13.4 汽輪发电机·····	283
§ 13.5 热电偶发电机·····	285
§ 13.6 热电子发电机·····	288
§ 13.7 电磁流体发电机·····	291
第十四章 星际航行进一步发展的几个問題 ·····	293
§ 14.1 卫星式星际航行站·····	293
§ 14.2 运载火箭的海面发射·····	296
§ 14.3 运载火箭的回收·····	297
§ 14.4 飞机用作运载工具·····	300
§ 14.5 运载飞机的动力系统·····	303

第一章 星际航行与宇宙航行

§ 1.1 火箭技术的早期

现代在星际航行与宇宙航行上已经取得的巨大成就是人类几千年来创造性劳动的结晶,它关系到人类长远以来的理想和实践。我们的祖先很早就有了飞到天空去的理想,给我们留下了如嫦娥奔月等许多美丽的幻想。而为实现这些幻想开辟出一条道路的首先是我国的劳动人民。我国劳动人民是火箭的发明者:早在宋真宗咸平三年(公元 1,000 年)唐福献应用火箭原理制成了战争武器(图 1.1),而后才逐渐传到



图 1.1 明天启元年(1621 年)茅元仪所著“武备志”上所画的火箭

外国,为其他国家所掌握。到十八世纪,英国人侵略印度时,印度人曾运用了火箭武器,给予进犯者巨大的威胁。从此才迫使英国人开始注意研究火箭武器,并在几年之后也装备了英国军队;随即欧洲其他国家也相继地把火箭用于军事,从而使火箭技术得到了一定程度的发展。当时英国人康格雷 (William Congreve 1772—1814) 改进了固体火箭的性能,他的火箭之重量为十余公斤到二十公斤,射程达 2—3 公里,但是准确度仍旧很差。所以终于被后来进一步发展的准确度很高的火炮所代替。虽然如此,这些火箭的原理确成了近代火箭技术的最初基础。

此后,一直到十九世纪末二十世纪初,火箭技术才又重新蓬勃地发展起来。近代的火箭技术和星际航行的发展首先应当提到的是伟大的俄国和苏联科学家齐奥尔科夫斯基 (Константин Эдуардович Циолковский 1857—1935)。他一生中从事了利用火箭技术进行星际航行的研究。在他的经典著作中,对火箭飞行的思想进行了深刻的论证。是他首先提出了使用液体推进剂来获得比火药和炸药更高的能量的倡议,这个倡议只经过了短短三十年的时间就实现了。齐奥尔科夫斯基大略地预策到现代火箭的真实结构,并论述了关于液氢-液氧作为推进剂用于火箭的可能性。此外在他以后的一些著作中,指出了用新的燃料(原子核分解的能量)来作为火箭的动力;

并且具体地闡明了用火箭进行星际飞行的条件,火箭由地面起飞的条件,人造地球卫星及实现飞向其他行星所必須設置中間站的思想。

齐奥尔科夫斯基不仅奠定了星际航行的理論基础,而且还提出了許多的技术建議,如他建議使用燃气舵来控制火箭,关于用泵来強制輸送推进剂到燃烧室中的必要性,以及用仪器来自动控制火箭等,都对現代火箭和星际航行的发展起了巨大作用。

資本主义国家中对近代火箭技术研究得最早的是戈达德 (Robert H. Goddard)。他在 1910 年左右开始进行这方面工作。主要是进行了許多实验工作,并在后来創造出了几种供气象研究用的液体火箭。但他的貢獻与伟大的学者齐奥尔科夫斯基比較起来确小得多。

真正的近代火箭的出現是在第二次世界大战时的法西斯德国。它們企图征服世界,从而試驗和制造了許多火箭,并且在大战的末期使用了火箭武器,但是并沒能因此而挽回已經注定了的失敗;而在这些火箭之中 V-2 火箭可算是最典型的近代火箭 (見图 1.2, 1.3), 其主要性能見表 1.1。V-2 火箭的成功实际上是把齐奥尔科夫斯基



图 1.2 V-2 火箭发射时的状况

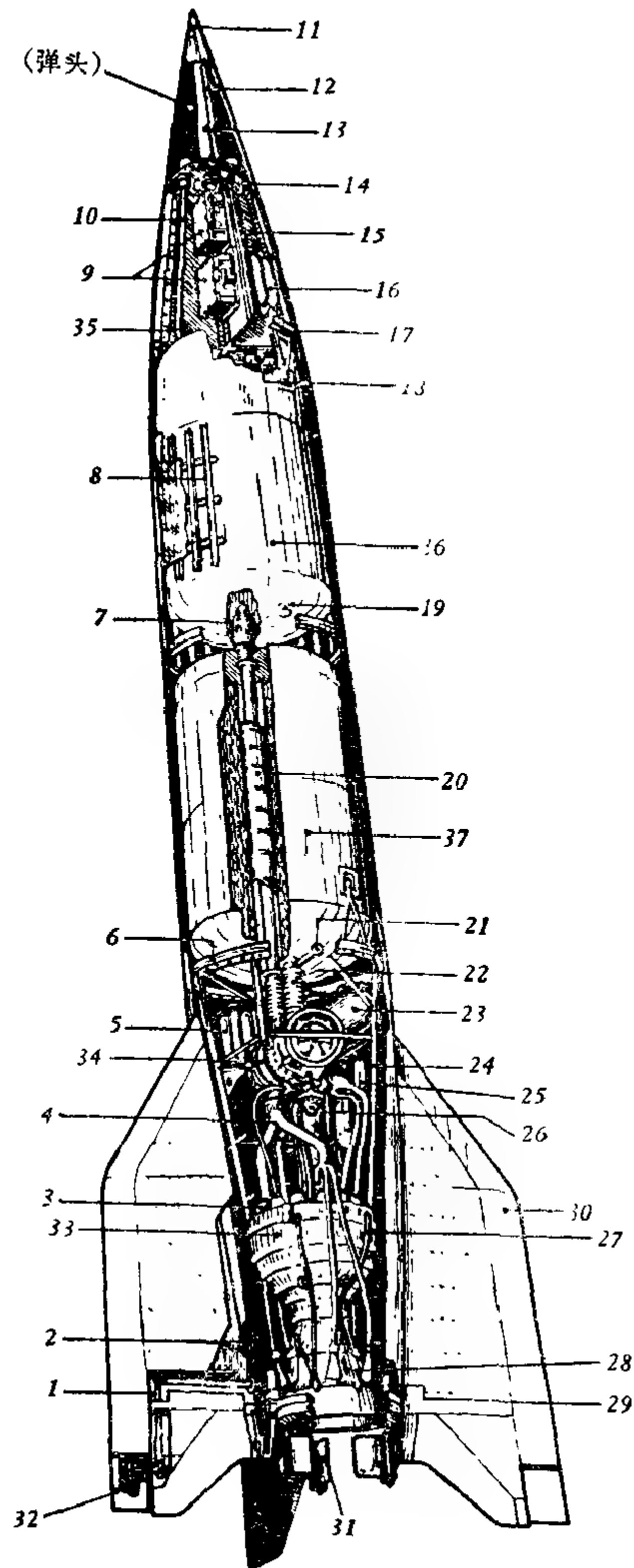


图 1.3 V-2 火箭的结构图

1——接向空气舵的链条传动装置；2——电动机；3——喷嘴；4——向发动机输送酒精的导管；5——空气瓶；6——后隔框；7——酒精伺服活门；8——火箭的骨架；9——控制仪器；10——由酒精箱通向头部（爆炸部分）的导管；11——带信管的头部；12——带导线的导管；13——中央信管；14——电爆管；15——胶合板框；16——氮气瓶；17——前隔框；18——陀螺仪；19——酒精流出口；20——向涡轮泵联动装置输送酒精的导管；21——液氧注入口；22——波纹管；23——过氧化氢箱；24——发动机架；25——装过锰酸钾的小箱（后面是蒸汽发生器）；26——液氧分配器；27——冷却用酒精的导管；28——酒精出口；29——舵机；30——尾翼（4个）；31——燃气舵（4个）；32——空气舵（4个）；33——燃烧室和尾喷管；34——涡轮泵联动装置；35——控制舱；36——酒精箱；37——液氧箱。

表 1.1 V-2 火箭的主要数据

总 項	名 称	单 位	数 据
火箭之重量分配	炸藥量(硝酸及三硝基甲苯之混合物)	公斤	980
	发动机支承架	公斤	1,750
	渦輪泵系統	公斤	450
	燃燒室	公斤	550
	附件	公斤	300
	酒精+液氧	公斤	8,750
	供給渦輪用的輔助燃料	公斤	200
	火箭之总重量	公斤	12,980
火 箭 的 性 能	总推力	吨	27.2
	最大高度	公里	80
	最大速度	公里/秒	1.500
	射程	公里	300 以下

的理論变成了现实。虽然在現在看来,它的結構已經过时了,但是它仍作为許多現代火箭的蓝本。其原因在于: 1) 起飞情况: 为地面靜止垂直起飞, 起飞速度低, 系由自动控制装置取得稳定; 不用起飞滑軌, 从而免去火箭結構受到軌道的撞击。 2) 采用液体推进剂(液氧和 75% 酒精)。 3) 采用燃气舵控制。 4) 采用渦輪泵輸送推进剂, 从而大大地降低了結構重量。 因此, V-2 火箭所获得的最終速度大大增加, 射程可达 300 公里之远, 是火箭技术进入一个新时代的标志。

§ 1.2 現代的火箭技术

第二次世界大战以后, 火箭技术及星际航行得到了迅速的发展。以苏联为代表的現代火箭技术正在以更快的速度进入一个新的阶段。苏联在星际航行及火箭技术上在全世界已經遙遙領先了。她在 1957 年 10 月 4 日成功地发射了世界上第一个人造地球卫星, 从此打开了人类历史的新紀元——星际航行的时代。随后苏联又多次成功地发射了适应于星际航行研究的更重、更好的人造卫星和月球火箭; 第一次揭开了月球背面的秘密, 使地球上的物体第一次飞向太阳系成为太阳系的行星, 并且地球上第一顆訪問金星的火箭带着苏維埃的标记离开了地球(見表 1.2)。苏联的科学家、工程师和工人們在成功地一次又一次把生物送上了天空, 取得了許多寶貴的資料之后, 于 1961 年 4 月 12 日, “东方一号”卫星式飞船就把苏联第一个宇宙航行員——加加林少校带到了外层空間, 巡視地球一周后, 安然地返回地球, 从而第一次实现了人类飞向太空的理想。 随即在“东方一号”卫星式飞船发射成功四个月之后, 苏联第二

表 1.2 苏联卫星、宇宙火箭、运载火箭和宇宙飞船一览表(到 1961 年为止)

名 称	发 射 时 间	重 量	说 明
第一个人造地球卫星	1957 年 10 月 4 日	83.6 公斤(卫星重量)	世界上第一个人造地球卫星
第二个人造地球卫星	1957 年 11 月 3 日	508.3 公斤(卫星重量)	带有小狗“莱伊卡”,地球上的生物第一次飞入宇宙
第三个人造地球卫星	1958 年 5 月 15 日	1327 公斤(卫星重量)	
第一个宇宙火箭	1959 年 1 月 - 日	1472 公斤(不带推进剂的最后一级重量)	世界上第一个人造太阳系行星,仪器重量 316.3 公斤
第二个宇宙火箭	1959 年 9 月 12 日	1511 公斤(不带推进剂的最后一级重量)	世界上第一个到达月球表面的火箭,最后一级可控制,仪器重量 392 公斤
第三个宇宙火箭	1959 年 10 月 4 日	1553 公斤(不带推进剂的最后一级重量)	世界上第一次揭开了月球背面的秘密,最后一级可控制,自动行星际站重 278.5 公斤
太平洋火箭	1960 年 1 月 20 日与 31 日	(12,500 公里射程)	最后一级的模型安全降落,降落点误差不出两公里
第一个卫星式飞船	1960 年 5 月 15 日	4540 公斤	世界上第一个宇宙飞船
太平洋火箭	1960 年 7 月 5 日及 7 月 7 日	(13,000 公里射程)	
第二个卫星式飞船	1960 年 8 月 19 日	4600 公斤	带有小狗“松鼠”和“小箭”,在世界上第一次实现了生物完成宇宙飞行后安全返回地面的试验
第三个卫星式飞船	1960 年 12 月 1 日	4563 公斤	
第四个人造地球卫星	1961 年 2 月 4 日	6483 公斤	人造重型地球卫星
向金星发射的宇宙火箭	1961 年 2 月 12 日	行星际站重(43.5 公斤)	世界上第一个考察太阳系行星的火箭
第四个卫星式飞船	1961 年 3 月 9 日	4700 公斤	带有试验生物,当天安全返回地面
第五个卫星式飞船	1961 年 3 月 25 日	4695 公斤	带有试验生物,当天安全返回地面
第一个载人的卫星式飞船	1961 年 4 月 12 日	4725 公斤	世界上第一个载人的宇宙飞船,苏联宇航员加加林绕地球一周后安全返回地面
第二个载人的卫星式飞船	1961 年 8 月 6 日	4725 公斤	苏联宇航员季托夫绕地球十七周后安全返回地面
太平洋火箭	1961 年 9 月 13 日	(12,500 以上的射程)	最后一级的模型降落点误差一公里
太平洋火箭	1961 年 9 月 17 日	(12,500 以上的射程)	

个宇宙航行員季托夫少校駕駛了“东方二号”卫星式飞船，在外层空間繞地球平安地运行了十七个圈之后胜利地回到地球。

由此可見，苏联在火箭技术和星际航行上已經遥遥領先，并且繼續以飞快的速度发展着，她是現代火箭技术的标尺。这是苏联人民对征服宇宙空間給予人类的无可比拟的巨大貢獻。这一切都說明了社会主义制度的无比优越性！

反过来我們看一看帝国主义的头子——美国，它在星际航行及火箭技术上的情况；过去美国一直認為自己是世界上第一強国，科学技术上是头等的，但是自从 1957 年 10 月 4 日苏联成功地发射了第一顆人造地球卫星之后，就彻底揭穿了紙老虎的画皮，从此就越来越看出它与苏联的差距与日俱增。但是美帝国主义是不甘失败的，它为了挽回在外层空間竞赛中的絕对劣势而不断吹嘘，大力增加火箭技术和星际航行研究的人力、物力和財力，以图赶上苏联。这一点很明显，它是无论如何也追不上的，因为在苏联发射成功第一个人造卫星之后四个月之久美国才发射了一个人造卫星，其重量只及苏联第一个人造卫星的 1/5 左右。随后美国又陸續发射了許多次人造卫星，但是直到現在所发射的人造卫星当中最大的一顆重量才只及苏联的重型人造地球卫星重量的 1/4，而大多数的确只有一百多公斤重，其中也还有很多次是失败的。但是美国为了縮短与苏联在火箭技术和星际航行上越来越大的差距，因而匆忙地准备一次載人火箭的弹道飞行，以达到所謂“首先把人送到空間”的聳人听闻的目的，这就是它目前所进行的两大計劃中的“水星”計劃产生的原因。

为了更加明瞭美国現在火箭技术和星际航行的現狀以及今后的发展起見，这里介紹美国在这方面的两项最主要的計劃：

(一) “水星”計劃

在 1961 年 4 月 12 日苏联宇宙航行員加加林少校乘坐“东方一号”卫星式飞船，第一次實現了人类飞向太空的理想的 23 天后，美国才冒着极大的危險，用“水星”容器装了飛行員謝泼德；用“紅石”火箭送上了天空，作了一次近乎直上直下的飞行，最后掉到大西洋中几乎丧命。因此說明了美国不但沒有實現它所謂的“首先把人送到空間”的企图，而相反地却說明了它在这方面的水平比苏联差得更多了。

1961 年 9 月 13 日，美国发出报导，它們把一艘載有机机器人的“水星”宇宙飞船送入了軌道，在繞地球一周之后，借助于降落伞的帮助无损地掉在大西洋中捞回大陆。这只飞船是用“阿特拉斯”火箭发射进入卫星軌道的；速度約每秒 8 公里，高度为 234 公里。这次試驗的成功促进了美国进入宇宙空間方面的努力。这是它們第一次把

表 1.3 美国的载人飞船工作(到 1961 年底为止)

試 驗 目 的	时 間	所用火箭	火 箭 数 据			
			长 度 (米)	直 径 (米)	发射重量 (吨)	推力(吨)
把人送到 200 公里 高, 300 公里远,失重 7 分钟	1961 年上半年	“紅石” (中程火箭)	19.2	1.78	18.1	34
把 980 公斤重的“水星” 座艙送上卫星轨道	1961 年下半年	“宇宙神”	24.7	3.05	110	2×68+35.2

“水星”座艙射入軌道。預計在近期中美国的载人飞行将使用同样的“阿特拉斯”火箭作为动力。

美国虽然拟定了似乎可行的“水星”計劃,也进行了試驗,但是要真正完成载人飞行还有着很大的距离。就“水星”座艙而言,总重量只有 980 公斤,因此要在这容器中給宇宙航行員附設完善的保护装置和急救設備是不可能的,显然用“水星”座艙来作载人飞行是十分冒险的。并且美国在掌握火箭技术方面还存在着不少問題,很难有百分之百的把握使一切試驗都正常而准确地进行。

(二) “土 星” 計 划

“土星”是目前美国在設計中的推力最大的多級火箭(見表 1.4)。他們企图通过“土星”計劃来实現在火箭的运载能力上的一个根本的飞跃,以改变現有的技术地位,縮短与苏联之間的差距。其目的在于利用“土星”这一多发动机組合成的三級火箭,把重量为 20 吨的人造地球卫星送到 200—300 公里高度的卫星軌道上去。火箭的总长度为 55 米,直径为 5—6 米。

表 1.4 C-1“土星”运载火箭

火 箭 級 数	采用发动机类型	采用发动机数量	单个发动机推力(吨)	每級总推力(吨)
第 一 級	1H-1(煤油-液氧)	8	85	680
第 二 級	LR-115(液氦-液氧)	4	9.1	36.4
第 三 級	LR-115	2	9.1	18.2

这一計劃看来是較可觀的,但是,由于火箭的第一級用了八个发动机組合而成,因而将在技术上产生一些复杂的問題,可靠性也就因此变得很差了。而按計劃三級火箭在 1963 年才可以应用;在 1961 年 10 月 27 日进行了第一次帶有第二、第三級假模型的試射,可見要全面完成整个計劃还是后几年的事。但最近研究的結果指出:即使用 C-1“土星”运载火箭也难实现肯尼迪所吹噓的把美国人送上月球的計劃,所以

表 1.5 太 阳 系

序号	名 称	水 星	金 星	地 球	月 球*	火 星	木 星	土 星	天王星	海王星	冥王星	太 阳
1	天 文 符 号	♿	♀	♁	☾	♂	♃	♄	♅	♆	♇	☉
2	离太阳的平均距离 (天文单位)	0.387	0.723	1.000		1.524	5.203	9.539	19.191	30.071	39.46	
3	恒星周期	87.97日	224.7日	365.256日	27.32日	687.0日	11.85年	29.46年	84.02年	161.8年	247.7年	
4	会合周期	115.88日	538.9日		29.53日	779.9日	1.092年	1.035年	1.012年	1.006年	1.004年	
5	轨道的偏心率e	0.206	0.007	0.017	0.05	0.093	0.048	0.056	0.047	0.009	0.249	
6	轨道对黄道的傾斜角	7°0	3°4	0°0	5°1	1°9	1°3	2°5	0°8	°8	17°1	
7	平均轨道速度 (公里/秒)	47.8	34.95	29.8	1.03	24.15	13.04	9.66	6.76	5.47	4.83	
8	直径(公里)	5,000	12,400	12,700	3,476	6,620	139,760	115,100	51,000	50,000	?	1,393,000
9	体积(地球=1)	0.06	0.92	1.00	0.02	0.15	1312	734	64	60	?	1,300,000
10	质量(地球=1)	0.0543	0.8136	1.00	1/81.56	0.1080	318.35	95.3	14.58	17.26	0.93	332,488
11	密度(水=1.0)	5.0	4.86	5.52	3.34	4.20	1.34	0.71	1.26	1.61	?	1.41
12	表面重力常数比 (地球=1)	0.36	0.86	1.00	0.16	0.4	2.64	1.17	0.92	1.12	?	28
13	脱离速度(公里/秒)	4.2	10.15	11.28	2.42	5.1	59.6	35.4	20.95	22.55	?	618
14	旋轉周期	88.0日	~10日	1.0日	27.3日	24.6小时	9.9小时	10.2小时	10.7小时	15.8小时	?	25日
15	最高表面温度(°C)	410	100	60(?)	100	30	-138	-153	-184.5	-201	-211	5700
16	大气组分(比例依次递降)	无	N ₂ , CO ₂ , H ₂ O, O ₂ (?)	N ₂ , O ₂ , H ₂ O, A, CO ₂	无	N ₂ , A, CO ₂ , H ₂ (X?), O ₂ ()	H ₂ , He, CH ₄ , NH ₃ , H ₂ O	H ₂ , He, CH ₄ , NH ₃ , H ₂ O	H ₂ , He, CH ₄ , NH ₃ , H ₂ O	H ₂ , He, CH ₄ , NH ₃ , H ₂ O	H ₂ , He, CH ₄	許多
17	卫星数	0	0	1	0	2	12	10	5	2	0	
18	反照率	0.07	0.59	0.5(?)	0.07	0.15	0.44	0.42	0.45(?)	0.52(?)	很小	

* 环绕地球的軌道.

表 1.5 的附注

太阳系资料的说明:

- (1) 天文符号: 通常用这些符号来代替各行星的名称.
- (2) 天文位置: 以从地球到太阳的平均距离为 1, 其距离等于 149,457,000 公里. 月球到地球的平均距离为 384,000 公里.
- (3) 恒星周期: 是各行星绕太阳公转一周所需的时间. 地球绕太阳公转一周的时间为 365 天零 5 小时 48 分 46 秒, 此即为一个太阳年 (约 365 天).
- (4) 会合周期: 表示从地球上观察其他各行星绕太阳公转一周的时间.
- (5) 轨道的偏心率: 即椭圆方程 $\left[r = \frac{r_0}{1 - \varepsilon \cos \theta} \right]$ 中的 ε 参数; 当 $\varepsilon = 0$ 时轨道为圆形.
- (6) 轨道对黄道的倾斜角: 表示各行星的运行轨道平面与黄道之交角 (黄道: 即地球运行轨道的平面).
- (7) 轨道速度: 为各行星在轨道上绕太阳公转的平均线速度.
- (8) 半径: 指各行星的平均直径. 地球赤道直径为 12,756,776 公里, 两极直径为 12,713,821 公里.
- (9) 体积: 以地球之体积为 1 来度量其他行星.
- (10) 质量: 以地球之质量为 1 来度量其他的行星. 地球的质量为 $(5.9765 \pm 0.001) \times 10^{24}$ 吨.
- (11) 密度: 水星、金星、地球和月球的密度都比水的密度大一倍以上, 但木星、土星、天王星和海王星等密度却与水差不多, 说明这些行星的组成有很大的区别.
- (12) 表面重力常数比: 以地球表面的重力常数为 1 (地球表面重力加速度 $g = 9.80660 - 0.0260 \cos 2\varphi$ [米/秒²], φ = 纬度).
- (13) 脱离速度: 一物体从行星表面脱离该行星引力所需要的速度 (不计大气的阻力).
- (14) 旋转周期: 为各行星自转一周所需的时间.
- (15) 表面温度: 天文学方法测得的各行星之表面温度.
- (16) 大气的组成: 指根据在行星表面所发现的气体推测的大气组成.
- (17) 卫星数: 行星所具有的卫星数量.
- (18) 反照率: 为被行星反射的光之总量与入射光总量之比.

美国又在設計推力更大的 C-5 “土星” 运载火箭；这个火箭的第一級将拥有五台推力为 680 吨的 F-1 发动机，总推力为 3,400 吨，此外，他們也在考虑推力更大的“新星” 运载火箭，它的第一級有八台 F-1 发动机，总推力为 5,440 吨。

§ 1.3 太 阳 系

要掌握和发展火箭技术和作星际航行，来給科学研究提供更多的資料，首先应当对太阳系的情况有所了解。表 1.5 即列出了有关太阳系的一些行星資料。在表 1.5 中的行星是按距太阳远近而排。可以看出，九个行星显然可以分为两类：地球、水星、金星和火星是一类，可能冥王星也属于这一类；它們都比較小，密度比較大，是岩石性的。而木星、土星、天王星及海王星是另一类；它們都比較大、密度比較小，称为大行星。大行星的空气中含氨及甲烷，因此整个星球一定包含大量的氨。从前也有人提出这样的問題：如果大行星的組成主要是氨，那么即使是固态的氨其密度也远比水小得多，而整个星球的密度又怎能象表 1.5 所示，接近或大于水呢？近代固体物理的研究解决了这个問題。以木星为例，如果我们假設木星的固体部分全是氨組成的，一点重元素都沒有，那么在木星大气下的固体星面是固体氨；这样由木星的強大重力的作用下，在固体星面下 3,000 公里处的压力是 800,000 大气压。固体氨在这样高的压力下密度大約是 0.4，但是实际上在这样的高压下固体氨产生相变，变成象碱金属鋰、鈉、鉀那样結構的金属氨，可压缩性提高了，因此密度跳升到 0.9；这样一直到木星的中心都是金属氨，而在中心的压力为 31,500,000 大气压，則金属氨的密度为 3.66，故整个木星的平均密度是大于 1 的，这样就解释了大行星的密度問題。

从天文上观察到在火星軌道与木星軌道之間有一小行星带（实际上有几条带），估計約有 44,000 个小行星。它們的体积比一般行星小得多，但又大于一般的流星；大的直径几公里，小的簡直是块大石头。因此这样一羣以万計的小行星分布在这片地带，对于我们将来发射宇宙火箭或宇宙飞船到火星以外的行星将带来很大的困难。因为这些小行星为数太多，碰上了会招致毁灭。对小行星的进一步研究，搞清楚它們的运动規律，对将来的星际航行是有重大意义的。

太阳系九个行星中好些都有卫星（見表 1.6），而且最多的是木星有十二个卫星，这些卫星对于将来作宇宙航行都非常有用。譬如，月球是地球的卫星，它离地球只有 380,000 公里，特別值得指出的是月球上的脱离速度只有 2.42 公里/秒，火箭很容易从上面起飞，因而可以利用月球作一个天然而理想的行星际站。对木星而言它的十二个卫星中的木卫二、木卫三、木卫四比較大，与月球体积差不多，它們离木星的距离

表 1.6 太阳系行星的卫星

行星	卫星	发现年	离开行星的平均距离(公里)	绕行星周期(日)	直径(公里)	备 注
地球	月球	远古	384,000	27.32	3,470	可用作航行站
火星	火卫一	1877	9,320	0.42	16(?)	
	火卫二	1877	23,500	1.26	8(?)	
木星	木卫一	1892	182,000	0.50	160	可用作航行站 可用作航行站 可用作航行站 可用作航行站
	木卫二	1610	420,000	1.77	3,700	
	木卫三	1610	671,000	3.55	3,220	
	木卫四	1610	1,069,000	7.15	5,150	
	木卫五	1610	1,881,000	16.69	5,150	
	木卫六	1904	11,400,000	250.62	160	
	木卫七	1905	11,710,000	259.7	50	
	木卫八	1938	11,750,000	260.5	24	
	木卫九	1951	21,000,000	615	30	
	木卫十	1938	22,500,000	692.5	30	
	木卫十一	1908	23,460,000	738.9	56	
	木卫十二	1914	23,920,000	745.0	27	
土星	土卫一	1789	185,000	0.94	595	可用作航行站 可用作航行站 可用作航行站 可用作航行站 可用作航行站
	土卫二	1789	238,000	1.36	740	
	土卫三	1684	294,200	1.89	1,210	
	土卫四	1684	376,400	2.74	1,450	
	土卫五	1672	525,000	4.52	1,850	
	土卫六	1655	1,220,000	15.94	4,150	
	土卫七	1848	1,480,000	21.28	482	
	土卫八	1671	3,554,000	79.33	1,610	
	土卫九	1898	12,900,000	550	320	
	土卫十	1905	←———数据不可靠———→			
天王星	天王卫一	1948	130,000	1.41	240(?)	
	天王卫二	1851	192,000	2.52	800	
	天王卫三	1851	269,000	4.14	640	
	天王卫四	1787	437,500	8.71	1,610	
	天王卫五	1787	586,000	13.46	1,450	
海王星	海王卫一	1846	354,000	5.88	4,820	
	海王卫二	1949	8,000,000	730	320	

分别为 42 万公里、67 万公里、107 万公里,可以作为星际航行站。

§ 1.4 地球的周围环境

为了作星际航行我们必需首先离开地球表面,而一旦离开地球表面之后我们就

需要飞經包围地球的大气层,因此我們需要了解地球大气层的情况。在标准情况下,大气在海面的密度是 1.2255×10^{-3} 克/厘米³,在海面的压力是 1.01325×10^6 达因/厘米²,而温度是 15°C 。由地面向上,密度、压力和温度都将降低,而在約 10 公里的上空,进入同温层,大气温度降到 -56°C ,再往上有一个区域温度基本上不变。在同温层以上,温度又有几个变化,而再往上温度反而增加。这个变化在图 1.4 中表示出来,而在标准情况下的大气密度、压力及温度見表 1.7。可見在三十公里的高度,大气压力只有海面压力的百分之一。

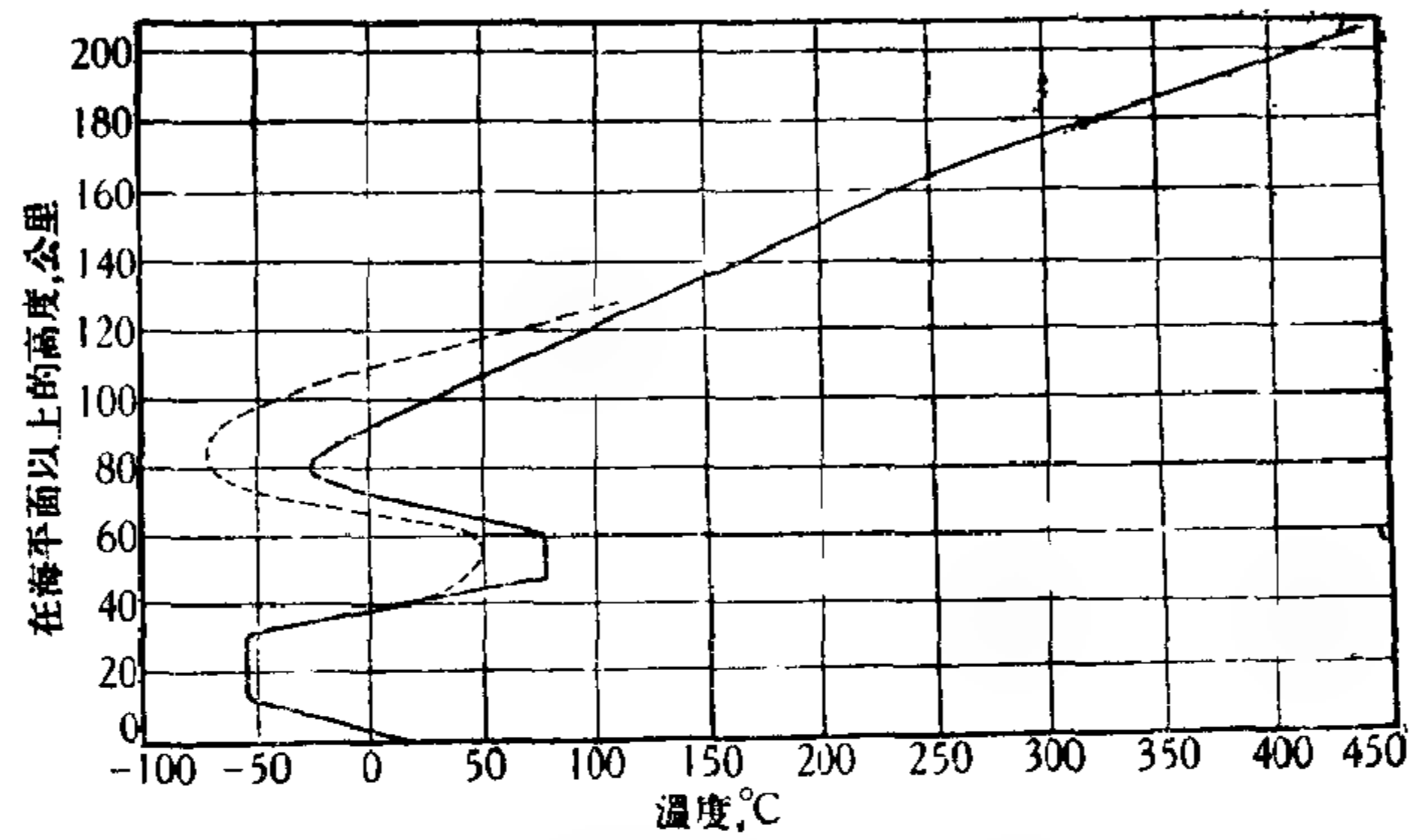


图 1.4 大气温度随高度的变化

实线表示标准的温度分布;虚线表示用气象火箭所测得的结果。

一直到几十公里以至一百公里,大气的组分是基本上不变的,但在三十公里左右有一层臭氧层,那儿臭氧的浓度比较大。在 100 到 140 公里高我們遇到第一个电离层 (E 层),那儿电离度比它上下邻近区域的电离度高。再往上是第二个电离层 (F 层),实际上 F 层在夏季日間又分为 F_1 层及 F_2 层; F_1 层高約 200 公里, F_2 层高約

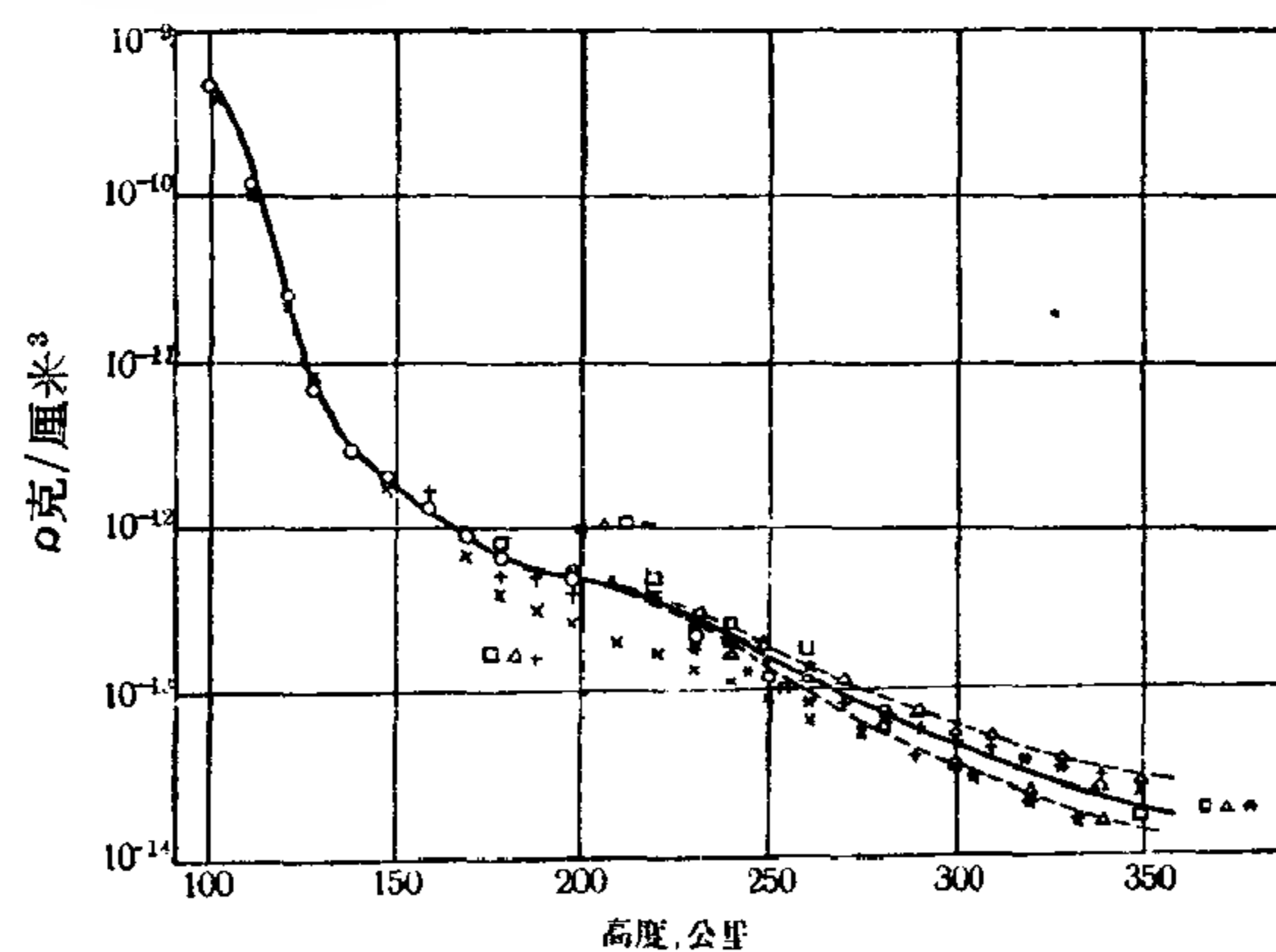


图 1.5 根据火箭和人造卫星测出的密度日变化(100—350 公里)

250—400 公里。大气在这样的高度处密度早已降到很小；具体数据见图 1.5 及图 1.6。所以在一百公里的高空，大气密度约只有地面的百万分之一；而飞行时的空气阻力是与密度成比例的，所以我们可以说在一百公里以上的高空，空气阻力是很小的，远远小于地球重力的影响。

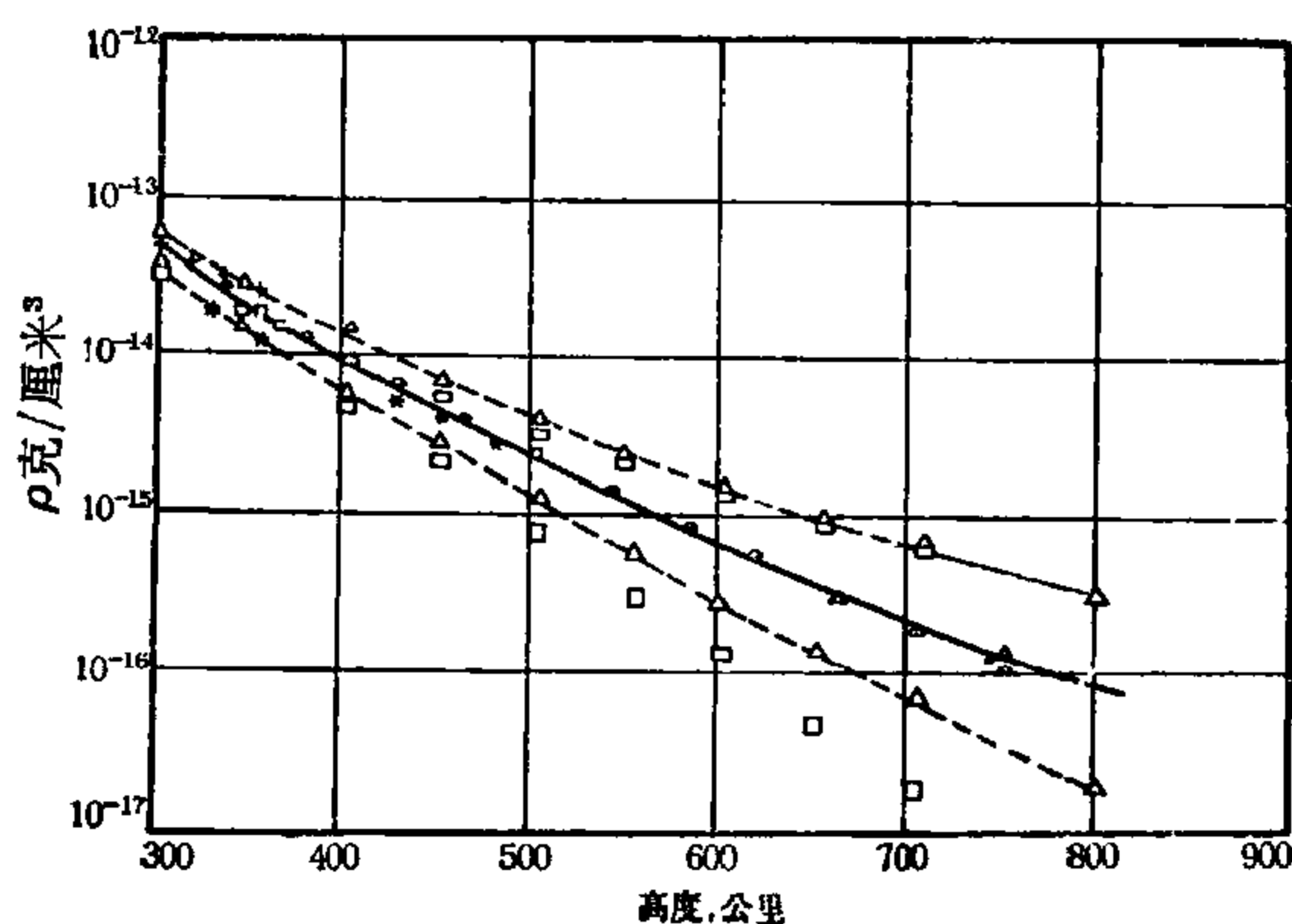


图 1.6 根据火箭和人造卫星测出的密度日变化(300—800 公里)

以上的一些知识是人们在发射人造地球卫星以前就知道了的。自从人造地球卫星发射后，我们对周围的环境有了新的发现：首先是苏联的维尔诺夫(C. H. Вернов)而后美国的范艾伦(J. A. Van Allen)阐明了内、外辐射带的存在。它们是由地球磁场所捕获的带电粒子所组成；围绕地球形成内、外两个带(图 1.7)，在两磁极地区是带圈的空心处，是地球不被辐射带所包围的两个“窗户”。由于地球磁极与地理极并

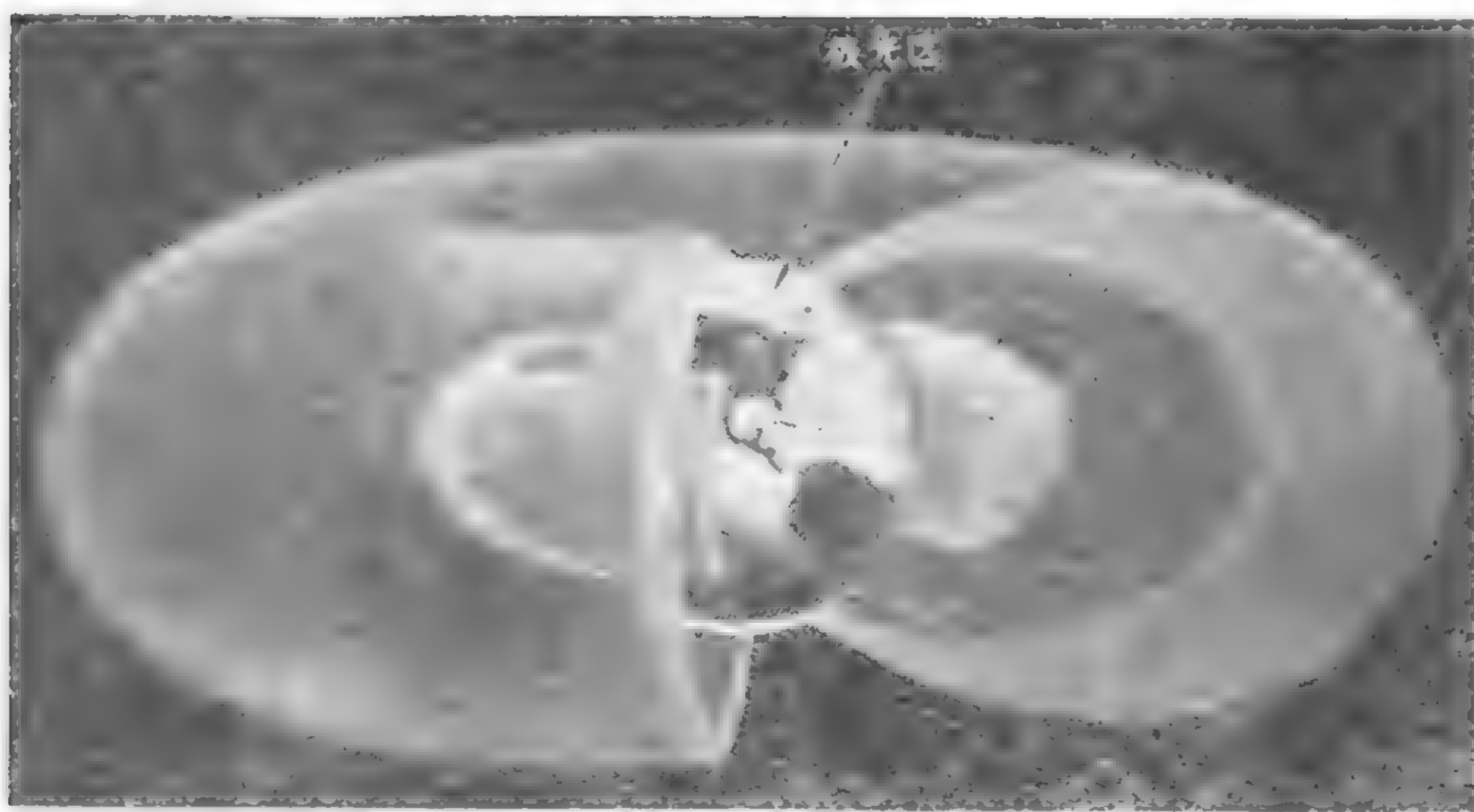


图 1.7 地球的内外辐射带

表1.7 空气参数与拔海高度的关系表(p 为压力, ρ 为密度, T 为绝对温度;下标 0 为海面情况)

h (米)	$\frac{p}{p_0}$	$\frac{\rho}{\rho_0}$	$\sqrt{\frac{T_0}{T}}$	h (米)	$\frac{p}{p_0}$	$\frac{\rho}{\rho_0}$	$\sqrt{\frac{T_0}{T}}$
0	1.000	1.000	1.000	8,200	0.336	0.402	1.104
200	0.976	0.980	1.010	8,400	0.327	0.393	
400	0.953	0.960		8,600	0.317	0.383	
600	0.930	0.940		8,800	0.308	0.374	
800	0.907	0.921		9,000	0.299	0.365	
1,000	0.885	0.902	1.021	9,200	0.291	0.356	1.118
1,200	0.863	0.884		9,400	0.282	0.347	
1,400	0.842	0.866		9,600	0.274	0.339	
1,600	0.821	0.848		9,800	0.266	0.330	
1,800	0.800	0.831		10,000	0.258	0.323	
2,000	0.780	0.813	1.032	10,200	0.250	0.314	1.133
2,200	0.761	0.796		10,400	0.243	0.306	
2,400	0.742	0.779		10,600	0.235	0.298	
2,600	0.723	0.763		10,800	0.228	0.290	
2,800	0.705	0.747		11,000	0.221	0.282	
3,000	0.687	0.731	1.043	11,200	0.241	0.274	1.133
3,200	0.670	0.715		11,400	0.207	0.266	
3,400	0.653	0.700		11,600	0.201	0.258	
3,600	0.636	0.685		11,800	0.195	0.251	
3,800	0.619	0.670		12,000	0.189	0.243	
4,000	0.603	0.655	1.054	12,200	0.183	0.236	1.133
4,200	0.587	0.641		12,400	0.178	0.229	
4,400	0.572	0.627		12,600	0.172	0.222	
4,600	0.557	0.613		12,800	0.167	0.215	
4,800	0.542	0.600		13,000	0.162	0.208	
5,000	0.527	0.586	1.066	13,200	0.157	0.202	1.133
5,200	0.513	0.573		13,400	0.152	0.195	
5,400	0.499	0.560		13,600	0.148	0.189	
5,600	0.486	0.548		13,800	0.143	0.183	
5,800	0.473	0.535		14,000	0.139	0.177	
6,000	0.460	0.523	1.078	14,200	0.135	0.172	1.133
6,200	0.448	0.511		14,400	0.130	0.167	
6,400	0.435	0.499		14,600	0.126	0.162	
6,600	0.423	0.487		14,800	0.122	0.157	
6,800	0.412	0.476		15,000	0.118	0.152	
7,000	0.400	0.465	1.091	15,200	0.114	0.148	1.133
7,200	0.389	0.454		15,400	0.111	0.143	
7,400	0.378	0.443		15,600	0.107	0.139	
7,600	0.367	0.433		15,800	0.104	0.134	
7,800	0.356	0.422		16,000	0.101	0.130	
8,000	0.346	0.412		16,200	0.980×10^{-4}	0.126	

表 1.7 (續)

h (米)	$\frac{p}{p_0}$	$\frac{\rho}{\rho_0}$	$\sqrt{\frac{T_0}{T}}$	h (米)	$\frac{p}{p_0}$	$\frac{\rho}{\rho_0}$	$\sqrt{\frac{T_0}{T}}$
16,400	0.0950	0.122	1.133	36,000	0.00487	0.00573	1.084
16,600	0.0923	0.118		37,000	0.00423	0.00485	1.071
16,800	0.0895	0.115		38,000	0.00369	0.00413	1.058
17,000	0.0867	0.111		39,000	0.00322	0.00352	1.046
17,200	0.0841	0.108		40,000	0.00283	0.00302	1.034
17,400	0.0815	0.105		41,000	0.00249	0.00260	1.022
17,600	0.0790	0.101		42,000	0.00219	0.00224	1.011
17,800	0.0766	0.0980	1.133	43,000	0.00194	0.00194	1.000
18,000	0.0742	0.0952		44,000	0.00172	0.00168	0.999
19,000	0.0635	0.0814		45,000	0.00153	0.00147	0.979
20,000	0.0543	0.0697		46,000	0.00136	0.00128	0.969
21,000	0.0465	0.0594		47,000	0.00122	0.00112	0.960
22,000	0.0398	0.0507		48,000	0.00109	0.000984	0.951
23,000	0.0341	0.0432		49,000	0.000977	0.000866	0.942
24,000	0.0299	0.0369		50,000	0.000878	0.000764	0.933
25,000	0.0251	0.0316	1.121	55,000	0.000508	0.000473	0.963
26,000	0.0216	0.0270	1.118	60,000	0.000284	0.000282	0.997
27,000	0.0185	0.0231	1.116	65,000	0.000152	0.000163	1.034
28,000	0.0159	0.0198	1.114	70,000	0.0000774	0.0000895	1.075
29,000	0.0137	0.0169	1.112	75,000	0.0000372	0.0000468	1.122
30,000	0.0118	0.0145	1.109	80,000	0.0000167	0.0000229	1.176
31,000	0.0102	0.0125	1.107	85,000	0.00000721	0.00000990	1.176
32,000	0.00876	0.0107	1.105	90,000	0.00000310	0.00000429	1.176
33,000	0.00756	0.00919	1.102	95,000	0.00000134	0.00000185	1.176
34,000	0.00652	0.00790	1.100	100,000	0.00000058	0.00000008	1.176
35,000	0.00563	0.00679	1.098				

注: 海平面上的压力 $p_0 = 760$ 毫米水銀柱密度 $\rho_0 = 0.125$ 公斤秒²/米⁴温度 $T_0 = 288^\circ\text{K}$

不重合,而偏向一边,所以辐射带也是偏向一边的;在地球赤道平面上内辐射带的下限在大西洋地区只有 600 公里高,而在太平洋西部地区却有 1600 公里高。上限約 6000 公里高。内辐射带的粒子为质子,质子能量达 10^8 电子伏;粒子流的强度为 10^3 质子/厘米²/秒/球面度。由于质子的能量大,对生物及人有危害;实际上一般卫星式载人飞船不应飞越三百公里以上,超过三百公里飞过大西洋地区时粒子浓度已經足以引起危险。在地球赤道平面上,外辐射带离地球中心从 20,000 公里到 60,000 公里;而在 55° 到 70° 的高緯度,外辐射带下降到 300 公里至 1500 公里。外辐射带的粒子是电子;能量比 2×10^4 电子伏大的粒子流强度是 10^9 电子/厘米²/秒/球面度。

另一組电子能量約为 10^6 电子伏, 強度是 10^5 电子/厘米²/秒/球面度。外輻射带的粒子能量較低, 防护的問題也就比較容易解决。

內、外輻射带的发现說明我們对地球周围环境的了解还在不断深入; 为了星际航行, 我們必需更进一步研究这些輻射带, 搞清楚它們的結構及可能的变化規律。也因为有了地球周围輻射带的启发, 人們最近又用了射电天文的方法发现木星周围約 32 万公里的上空(約 4.5 倍木星半径), 也有極強的輻射带, 強度为地球的 10^{14} 倍! 这可能会阻止人降落到木星表面上去, 而必需利用在輻射带外的木星的卫星, 即木卫二、三及四作为星际航行者的落脚点。

§ 1.5 第一、第二、第三宇宙速度

了解太阳系的大致情况以后, 我們可以对如何作星际航行进行分析和計算。首先来看星际航行对动力的要求是什么? 在这个問題上齐奥尔科夫斯基作出了重大的贡献, 他提出了第一宇宙速度、第二宇宙速度及第三宇宙速度的概念, 并对它們作了精確的計算, 这个計算我們將在这节里闡明。我們的計算將假設地球是圓球形的, 地球围绕太阳的軌道也是圓的。这样做自然不是十分精確, 但实际上地球形状是接近于圓球形, 地球軌道也是接近于圓形, 所以这样假設所导致的誤差是很小的。

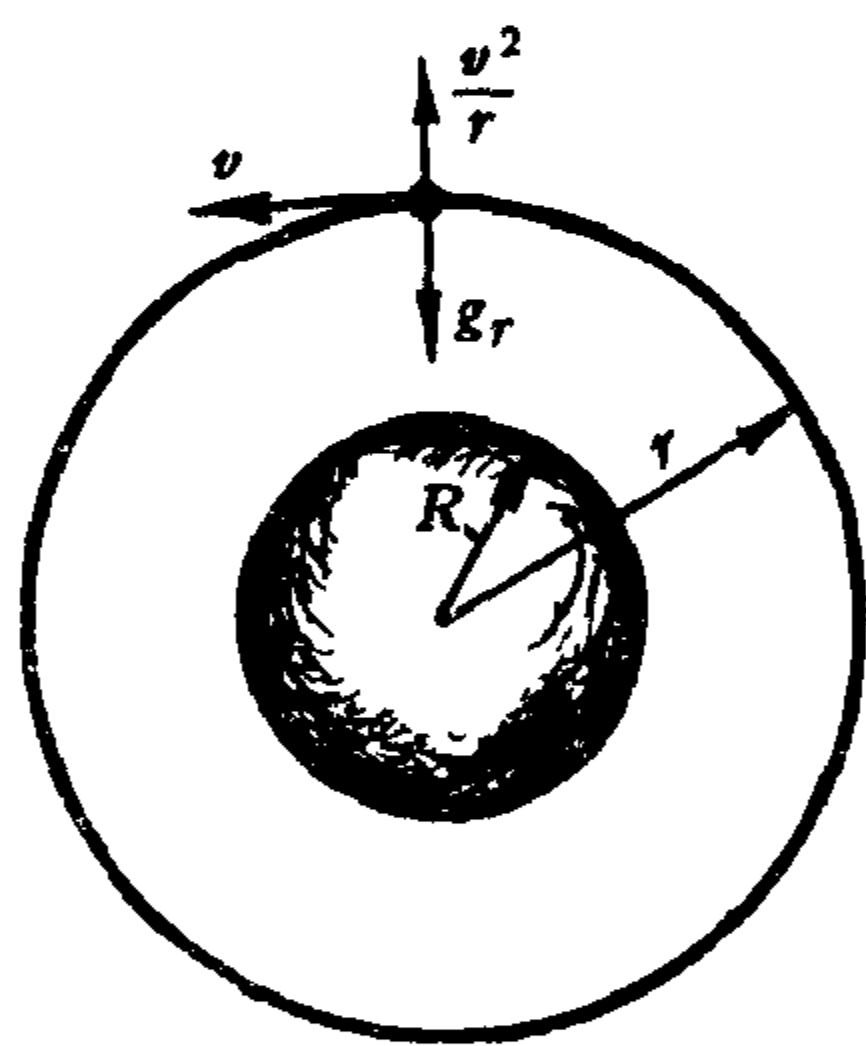


图 1.8 物体繞地球的运动

万有引力定律指出: 任何两个物体之間要相互吸引, 其引力的大小和两个物体質量的乘积成正比, 和距离的平方成反比。我們就应用万有引力定律来对物体繞地球的旋轉运动进行分析和計算。

假設: g 为地球表面的引力常数; R 为地球的半径, $R = 6371$ 公里; v 为物体繞地球旋轉的速度; r 为物体繞地球的旋轉半径; M 为地球的質量; m 为物体的質量。在地球表面上物体的重量是地球对这物体的吸引力称为重力, 即

$$mg = G \frac{Mm}{R^2},$$

故

$$g = G \frac{M}{R^2}. \quad (1.1)$$

其中 G 为万有引力常数, $G = (6.670 \pm 0.005) \times 10^{-8}$ [达因][厘米]²[克]⁻²。在离地球圓心 r 軌道繞地球旋轉的引力为 g_r :

$$g_r = G \frac{M}{r^2},$$

由(1.1)式

$$G = g \frac{R^2}{M},$$

所以

$$g_r = g \left(\frac{R}{r} \right)^2.$$

因此,作用在物体上的力 F 为

$$F = mg_r = mg \left(\frac{R}{r} \right)^2;$$

单位质量的引力,即 $m = 1$ 的 F 为 $g \left(\frac{R}{r} \right)^2$,它所产生的加速度为 $\frac{v^2}{r}$, 所以

$$g \left(\frac{R}{r} \right)^2 = \frac{v^2}{r},$$

或

$$v^2 = gR \left(\frac{R}{r} \right),$$

故

$$v = \sqrt{gR \left(\frac{R}{r} \right)} = \sqrt{gR} \left(\frac{R}{r} \right)^{1/2}. \quad (1.2)$$

公式(1.2)说明了 r 越大 v 越小,即离地球越远地球对物体的引力越小,因此旋转的速度也就越小.

卫星的旋转周期 T 是:

$$T(r) = \frac{2\pi r}{v} = \frac{2\pi r}{\sqrt{gR} \left(\frac{R}{r} \right)^{1/2}},$$

也就是

$$T(r) = 2\pi \sqrt{\frac{R}{g}} \left(\frac{r}{R} \right)^{3/2}. \quad (1.3)$$

由公式(1.3)看出旋转周期同样是距离的函数,距离越远(即 r 越大)周期越长;一方面是因为旋转半径增加了,另一方面是因为 r 增加引力变小,旋转速度降低,所以引起了旋转周期的增加.

第一宇宙速度 V_1 指物体绕地球旋转,其旋转半径等于地球的半径,这时卫星所具有的旋转速度叫第一宇宙速度. V_1 由不使卫星落地,而又能自由地绕地球运转所需的能量来决定. 根据公式(1.2)可以得出:

$$V_1(R) = \sqrt{gR} \left(\frac{R}{r} \right)^{1/2}.$$

由此可以計算出第一宇宙速度为

$$V_1 = \sqrt{gR} = \sqrt{9.81 \times 6,371,000} = 7,910 \text{ 米/秒} = 7.91 \text{ 公里/秒}. \quad (1.4)$$

而旋轉周期为:

$$T_1(R) = 2\pi \sqrt{\frac{R}{g}} \left(\frac{R}{R} \right)^{3/2} = 2\pi \sqrt{\frac{R}{g}},$$

也就是

$$T_1(R) = 2\pi \sqrt{\frac{R}{g}} = 2 \times 3.1416 \times \sqrt{\frac{6,371,000}{9.81}} = 5,070 \text{ 秒} = 84.5 \text{ 分}. \quad (1.5)$$

苏联的卫星是在离地面 200 到 300 公里的大气层里运转,速度約比 8 公里/秒略小,周期比 84.5 分长,一般接近 90 分.

如果卫星的旋轉周期为 24 小时(24 小时 = 1440 分),其軌道与赤道同心同面,即在地球上看来卫星是不动的.这时卫星离地面的高度 h 可以如下計算:

$$\left(\frac{1,440}{84.5} \right)^2 = \frac{r}{R} = 6.63,$$

$$r = 6.63R,$$

$$h = r - R = 6.63R - R = 5.63R$$

$$= 35,840 \text{ 公里}.$$

这种高度的軌道是在地球外輻射带的范围内. 地球的内輻射带是在离地面 600 到 6000 公里之間,而外輻射带是在离地球中心从 20,000 公里到 60,000 公里.

第二宇宙速度 V_2 是指从地球表面发射一个能永远离开地球引力場的物体所需的速度,这里我們不考虑空气的阻力,只計算引力的作用. 因此从地球表面飞到无限远处物体对引力場所做的功等于在发射时所具有的动能. 功等于从地球到无限远处的距离乘以作用力. 由于 $F = f(r)$ 力是距离的函数,故必須在 R 到 ∞ 的范围内进行积分. 对于单位質量的卫星所做的功等于:

$$\int_R^\infty g \frac{R^2}{r^2} dr = gR^2 \left[-\frac{1}{r} \right]_R^\infty = gR.$$

所以

$$\frac{1}{2} V_2^2 = gR,$$

也就是

$$V_2 = \sqrt{2gR} = V_1 \sqrt{2} = 7.91 \times \sqrt{2} = 11.18 \text{ 公里/秒}. \quad (1.6)$$

发射高轨道卫星所需的总能量：即从地球发射到 r 轨道并绕地球旋转所需的能量等于从地面提到 r 轨道所做的功，加上卫星在轨道上的动能。对单位质量而言：从地面提升到 r 轨道所做的功为：

$$\int_R^r g \frac{R^2}{r^2} dr = gR^2 \left[-\frac{1}{r} \right]_R^r = gR \left(1 - \frac{R}{r} \right),$$

而动能由(1.2)式给出，故如果总能量以相当于速度 V 的动能来代表，那么

$$\begin{aligned} \frac{1}{2} V^2 &= \frac{1}{2} v^2 + gR \left(1 - \frac{R}{r} \right) = \frac{1}{2} gR \left(\frac{R}{r} \right) + \\ &+ gR \left(1 - \frac{R}{r} \right) = gR \left(1 - \frac{1}{2} \cdot \frac{R}{r} \right), \\ V^2 &= 2gR \left(1 - \frac{1}{2} \cdot \frac{R}{r} \right) = V_2^2 \left(1 - \frac{1}{2} \cdot \frac{R}{r} \right), \end{aligned}$$

所以

$$V = V_2 \sqrt{1 - \frac{1}{2} \frac{R}{r}}. \quad (1.7)$$

对应于把卫星发射到 $T(r) = 24$ 小时 = 1440 分的轨道上去所需的能量的速度为：

$$\begin{aligned} V &= V_2 \sqrt{1 - \frac{1}{2} \frac{R}{r}} = V_2 \sqrt{1 - 0.0754} = 0.961 V_2 \\ &= 0.961 \times 11.18 = 10.74 \text{ 公里/秒}. \end{aligned}$$

这个速度要求已经是第一宇宙速度的 96.1%，所以发射高轨道的卫星将比发射低轨道的卫星要难。而实际上，在我们以后的讲解中会看到，发射 24 小时周期的卫星比发射宇宙火箭更难更复杂些。

第三宇宙速度 V_3 是指物体脱离太阳系引力场所需的最小速度。即是在充分的利用了地球绕太阳旋转所具有的能量情况下，再增加一部分能量就可以使其脱离太阳的引力。因为地球绕太阳旋转的实际椭圆轨道与圆形轨道差别很小，为了便于简化起见，假设地球绕太阳旋转的轨道是圆的。同时，因为各行星相互之间的吸引力比起太阳的吸引力来小得多，因此可以忽略，故只考虑太阳对地球的引力作用。

假设： M_\odot 为太阳的质量； M 为地球的质量； R 为地球的半径； R_1 为地球到太阳的距离； g 为地

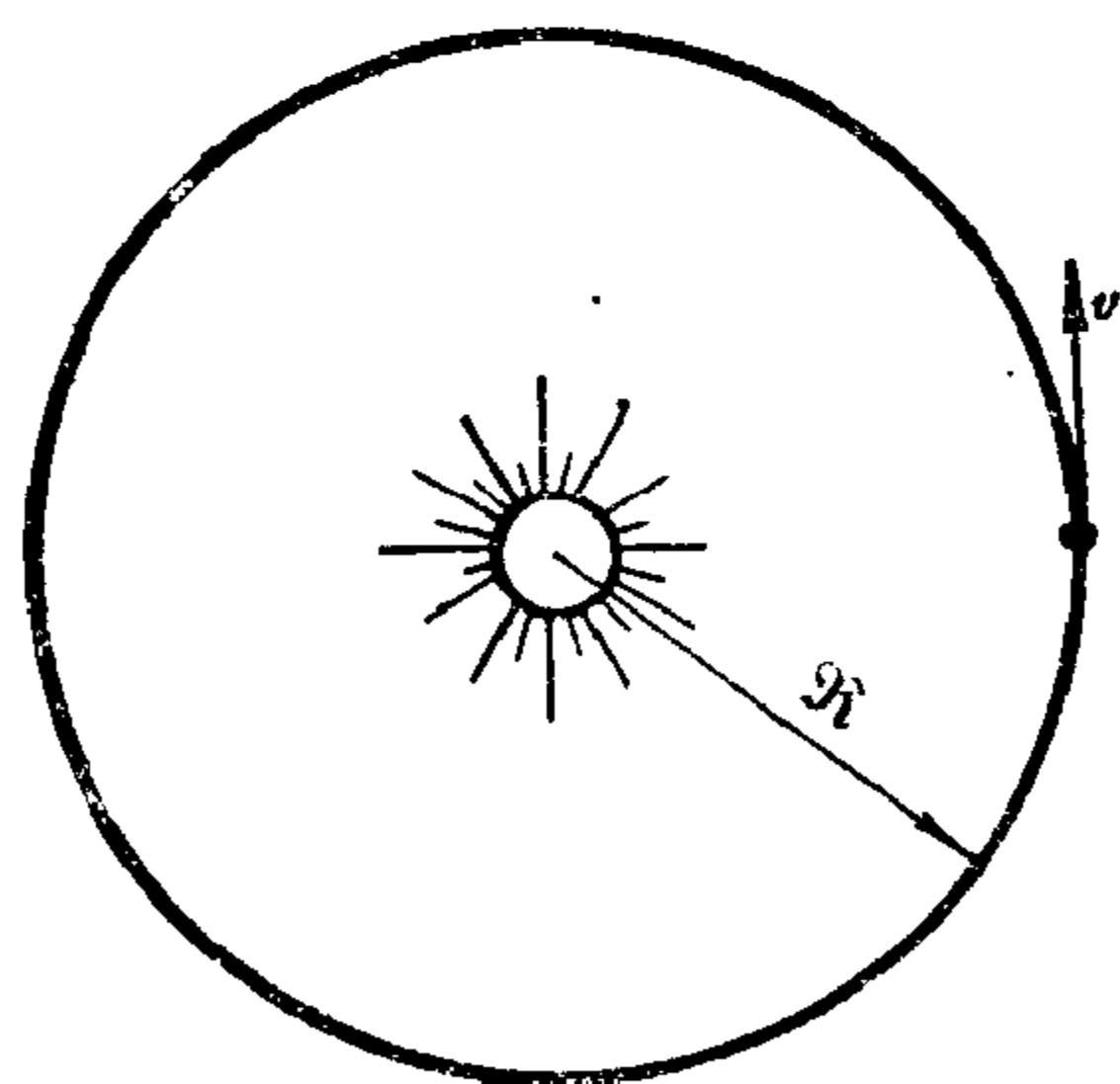


图 1.9 物体在太阳系中的运动

球表面的引力常数； g_{\odot} 为太阳对地球表面上的引力常数。那么类似公式(1.1)可以写出，

$$g_{\odot} = G \frac{M_{\odot}}{\mathfrak{R}^2}.$$

由公式(1.1)

$$g = G \frac{M}{R^2}.$$

所以

$$g_{\odot} = g \frac{M_{\odot}}{M} \left(\frac{R}{\mathfrak{R}} \right)^2. \quad (1.8)$$

那么在地球轨道上太阳对每单位质量的引力为 $g \frac{M_{\odot}}{M} \left(\frac{R}{\mathfrak{R}} \right)^2$ 。(1.8)式的引力常数在计算轨道速度及脱离引力场速度和以前计算第一宇宙速度及第二宇宙速度的 g 一样，起同样的作用，所以地球绕太阳的速度(卫星的速度一样计算)为：

$$V_{\odot_1} = \sqrt{g_{\odot} \mathfrak{R}} = \sqrt{g \frac{M_{\odot}}{M} \left(\frac{R}{\mathfrak{R}} \right)^2 \cdot \mathfrak{R}}.$$

而单位质量物体脱离太阳系的引力所需具备的速度为：

$$V_{\odot_2} = \sqrt{2g_{\odot} \mathfrak{R}} = \sqrt{2g \frac{M_{\odot}}{M} \left(\frac{R}{\mathfrak{R}} \right)^2 \cdot \mathfrak{R}}.$$

单位质量的物体脱离太阳系的引力，利用了地球所具有的速度，即物体脱离地球轨道的方向与地球绕太阳旋转的方向相同时，还需增加的速度为：

$$V_{\odot_2} - V_{\odot_1} = \sqrt{2g \frac{M_{\odot}}{M} \left(\frac{R}{\mathfrak{R}} \right)^2 \cdot \mathfrak{R}} - \sqrt{g \frac{M_{\odot}}{M} \left(\frac{R}{\mathfrak{R}} \right)^2 \cdot \mathfrak{R}}. \quad (1.9)$$

这个速度增量所代表的动能，对单位质量来说是

$$\frac{1}{2} (V_{\odot_2} - V_{\odot_1})^2. \quad (1.10)$$

但这并不是说从地球表面发射一单位质量就只需要这么多动能，因为从地球表面出发，首先得克服地球的引力场，而后剩下来的能量才是(1.10)式所给出的动能。克服地球引力场的动能是 gR ，所以从地球表面发射脱离太阳系的最小速度是(不计空气阻力) V_3 ，而

$$\frac{1}{2} V_3^2 - gR = \frac{1}{2} (V_{\odot_2} - V_{\odot_1})^2,$$

所以利用(1.9)和(1.10)式我们有：

$$\begin{aligned}
V_3^2 &= \left\{ \sqrt{g \frac{M_\odot}{M} \left(\frac{R}{\Re}\right)^2 \cdot 2\Re} - \sqrt{g \frac{M_\odot}{M} \left(\frac{R}{\Re}\right)^2 \cdot \Re} \right\}^2 + 2gR \\
&= \left\{ \sqrt{g \frac{M_\odot}{M} \left(\frac{R}{\Re}\right)^2 \cdot \Re} (\sqrt{2} - 1) \right\}^2 + 2gR \\
&= \left\{ \sqrt{2g \frac{M_\odot}{M} \left(\frac{R}{\Re}\right)^2 \Re} \left(1 - \frac{1}{\sqrt{2}}\right) \right\}^2 + 2gR \\
&= 2g \frac{M_\odot}{M} \left(\frac{R}{\Re}\right)^2 \cdot \Re \left(1 - \frac{1}{\sqrt{2}}\right)^2 + 2gR \\
&= 2gR \left\{ 1 + \frac{M_\odot}{M} \frac{R}{\Re} \left(1 - \frac{1}{\sqrt{2}}\right)^2 \right\},
\end{aligned}$$

所以

$$\begin{aligned}
V_3 &= V_2 \left\{ 1 + \frac{M_\odot}{M} \frac{R}{\Re} \left(1 - \frac{1}{\sqrt{2}}\right)^2 \right\}^{\frac{1}{2}} \\
&= 11.18 \left\{ 1 + 332,000 \times \frac{6,371}{149,500,000} (0.2929)^2 \right\}^{\frac{1}{2}} \\
&= 16.63 \text{ 公里/秒.} \tag{1.11}
\end{aligned}$$

在以上的計算里,我們必須注意,重点是放在最小的脱离太阳系速度这一概念上。我們体现这个概念从两方面作:第一我們是充分的利用了地球在軌道上公轉的速度,使宇宙火箭对太阳运动的方向同地球公轉运动的方向一致,任何其他宇宙火箭的方向会增大速度的要求。第二,我們使宇宙火箭一开始就加足速度到 V_3 , 而不是先只加到第二宇宙速度 V_2 , 等宇宙火箭脱离了地球引力場之后,已經对地球沒有相对速度了,然后再加速到它能离开太阳系。如果这样作,分两段加速,那么所加的速度总和就不是 V_3 , 而是 $V_2 + (V_{\odot_2} - V_{\odot_1})$ 了。总和自然大于 V_3 。所以从加速的观点看問題,一鼓足气比分两段好。为什么有这个区别呢? 我們要看到在地球表面附近加速,火箭噴气留在势能低的地方,而在脱离地球引力場后加速,火箭噴气将留在势能高的地方。从能量的角度来看后者自然不利。

§ 1.6 齐奥尔科夫斯基公式

齐奥尔科夫斯基公式是在理想情况下,即在沒有考虑空气阻力和地心引力的影响下,建立起动量守恒方程式。因火箭增加的动量等于火箭噴射出的气体动量,而其符号相反,如設: M 为瞬时質量; c 为噴气速度; $M^{(1)}$ 为开始飞行的質量; $M^{(2)}$ 为終了时的質量; V 为飞行終了时所具有的速度; dv 为速度增量(图 1.10),那么

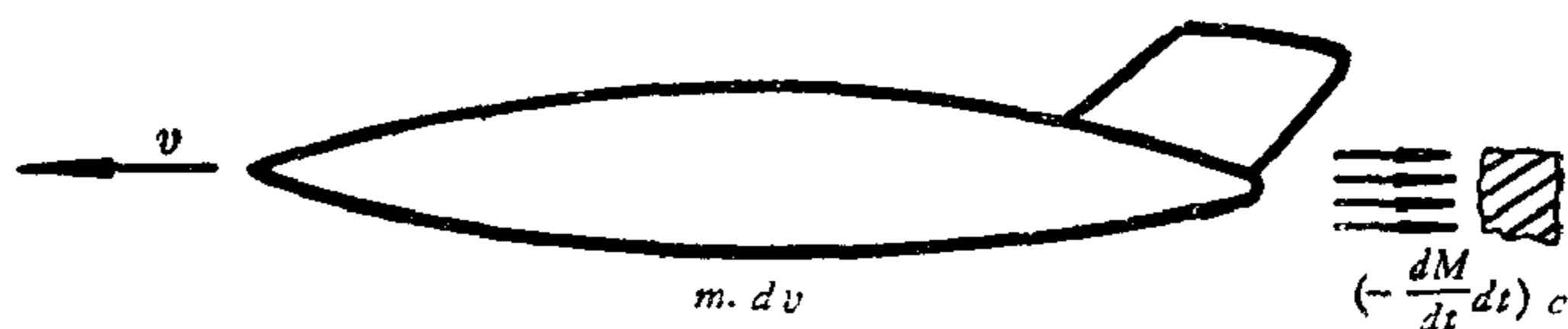


图 1.10 火箭在外力作用下的运动

$$Mdv = -cdM: \quad -\frac{dM}{M} = \frac{dv}{c}.$$

在 $M^{(1)}$ 到 $M^{(2)}$ 及 $V = 0$ 到 V 之間积分即得:

$$\int_{M^{(1)}}^{M^{(2)}} -\frac{dM}{M} = \int_0^V \frac{dv}{c} = \frac{1}{c} \int_0^V dv, \quad \left[-\ln M \right]_{M^{(1)}}^{M^{(2)}} = \ln \frac{M^{(1)}}{M^{(2)}} = \frac{V}{c},$$

所以

$$\frac{M^{(1)}}{M^{(2)}} = e^{\frac{V}{c}}. \quad (1.12)$$

从齐奥尔科夫斯基公式,可以计算出火箭在一定的喷气速度下所携带的推进剂,及其与结构重量之比例.从公式看到,喷气速度 c 越大,质量比 $\frac{M^{(1)}}{M^{(2)}}$ 越小.当喷气速度下降时,质量比 $\frac{M^{(1)}}{M^{(2)}}$ 因是指数函数的关系而增加得很快.即质量比大,也就是起飞质量远远大于火箭停止工作时的质量.我们知道,两个质量之差等于火箭推进剂的质量,所以质量比大就等于说推进剂量增加了,而終了时达到高速的质量减小了,也就是有效负载减小了,两者对我们都不利.所以我们要从各方面采取措施使其喷射速度增加,以求得质量比的减少.这个问题我们将在第三章中详细地讲解.

§ 1.7 恒星世界的宇宙航行

现在看起来,应用现代所知道的技术,使用化学燃料、原子反应堆、多级火箭结构的设计等可以使速度达到每秒几十公里,这正是第一、第二、第三宇宙速度的数量级;因而,在太阳系内的旅行是可以办得到的.当然这需要我們做很多艰苦的工作,但它是可能的.在太阳系里的旅行实际上是行星之间的航行,为了明确起见叫做星际航行.

从表 1.8 可以看到太阳系的半径约为 40 亿公里.但到最近的一个恒星半人马座 α 星的距离,却有 40 万亿公里,即 4.3 光年(一光年等于以光的速度 30 万公里/秒走一年的距离).是太阳系半径的一万倍.而太阳系离我們所在的星际系银河系的中心为 7,000 秒差距(1 秒差距等于 3.259 光年即 3.08×10^{13} 公里 = 308,600 亿公里),

表 1.8 附近的恒星

序号	恒星名称	星 距 (光年)	半 径 ($R_{\odot} = 1$)			质 量 ($M_{\odot} = 1$)			温 度 ($^{\circ}\text{K}$)		
			A	B	C	A	B	C	A	B	C
1	太 阳	—	1.0	—	—	1.0	—	—	5,700	—	—
2	半人馬星座 α 星	4.3	0.99	1.58	0.045	1.25	0.65	0.38	5,150	4,950	3,250
3	Barnard 星	6.0	0.12	*	—	0.38	*	—	4,500	*	—
4	Wolf 359	7.7	0.032	—	—	0.25	—	—	3,100	—	—
5	Luyten 726-8	7.9	0.039	0.042	—	0.25	0.36	—	3,100	3,100	—
6	Lalande 21185	8.2	0.351	*	—	0.44	*	—	3,200	*	—
7	天 狼 星	8.7	1.53	0.030	—	2.35	0.98	—	9,000	8,600	—
8	Ross 154	9.3	0.12	—	—	0.38	—	—	3,000	—	—
9	Ross 248	10.3	0.077	—	—	0.36	—	—	2,900	—	—
10	波江星座 ϵ 星	10.8	0.89	—	—	0.77	—	—	4,200	—	—
11	Ross 128	10.9	0.11	—	—	0.38	—	—	3,000	—	—
12	天鵝星座 61	11.1	0.71	0.81	*	0.63	0.52	*	3,600	3,200	*
13	Luyten 789-6	11.2	0.084	—	—	0.38	—	—	2,900	—	—
14	南河三(小犬星座 α)星	11.3	1.74	0.007	—	1.8	0.64	—	6,700	7,500	—
15	印第安星座 ϵ 星	11.4	1.01	—	—	0.65	—	—	3,950	—	—
16	Σ 2398	11.6	0.28	0.19	—	0.41	0.41	—	3,400	2,300	—
17	Groombridge 34	11.7	0.49	0.12	—	0.44	0.40	—	3,200	3,100	—
18	鯨魚星座 τ 星	11.8	0.57	—	—	1.1	—	—	5,400	—	—
19	Lacaille 9352	11.9	0.28	—	—	0.44	—	—	3,200	—	—
20	BD + 5° 1668	12.4	0.17	—	—	0.40	—	—	3,350	—	—
21	Lacaille 8760	12.8	0.83	—	—	0.48	—	—	3,200	—	—
22	Kapteyn 星	13.0	0.24	—	—	0.52	—	—	3,200	—	—
23	Krüger 60	13.1	0.19	0.11	—	0.40	0.38	—	3,100	3,000	—
24	Ross 614	13.1	0.14	**	—	0.38	**	—	3,000	**	—
25	BD-12° 4523	13.4	0.22	—	—	0.38	—	—	3,000	—	—
26	Van Maanen 星	13.8	0.009	—	—	>0.11	—	—	7,000	—	—
27	Wolf 424	14.6	0.091	0.091	—	0.36	0.36	—	3,100	3,100	—
28	Groombridge 1618	14.7	0.50	—	—	0.65	—	—	3,600	—	—
29	CD-37° 15492	14.9	0.40	—	—	0.42	—	—	4,300	—	—
30	CD-46° 11540	15.3	0.26	—	—	0.40	—	—	4,800	—	—
31	BD+20° 2465	15.4	0.28	*	—	0.40	*	—	3,300	*	—
32	CD-44° 11909	15.6	0.15	—	—	0.38	—	—	3,200	—	—
33	CD-49° 13515	15.6	0.34	—	—	0.42	—	—	3,400	—	—
34	AOe 17415-6	15.8	0.33	—	—	0.42	—	—	3,400	—	—
35	Ross 780	15.8	0.15	—	—	0.38	—	—	3,200	—	—
36	Lalande 25372	15.9	0.40	—	—	0.44	—	—	3,400	—	—
37	CC 658	16.0	0.058	—	—	0.7	—	—	8,000	—	—
38	波江星座 ϕ^2 星	16.3	0.83	0.059	0.17	0.85	1.3	0.38	4,400	5,900	3,200
39	蛇夫星座 70	16.4	1.04	0.84	—	0.81	0.65	—	4,800	3,700	—
40	牛 郎 星	16.5	1.23	—	—	2.2	—	—	9,100	—	—
41	BD + 43° 4305	16.5	0.25	—	—	0.38	—	—	3,100	—	—
42	AC + 79° 3888	16.6	0.15	—	—	0.40	—	—	3,400	—	—

*——看不見的伴星； **——用5米直径的望远镜观察的。

即 22,800 光年;距离銀河系的边缘約 6,000 秒差距,即 19,600 光年;銀河系的半径为 13,000 秒差距,即 42,400 光年。比太阳到最近的恆星又大了一万倍。而銀河系又不过是宇宙中亿万个星系中的一个。在总宇宙中,在总星系中現在所能觀測得到的約为 1,000 百万秒差距,即銀河系半径的約十万倍。

据現在天文觀測所知,在离太阳 17 光年的近邻地区有 42 顆恆星(包含太阳在內,見表 1.8)。但实际上星的数目不止于此,因为有不少星實質上是双星或者三星。在銀河系中,双星多星据估計占星的 $1/5$,如最近的半人馬星座 α 星,实际上是距离很近的三顆星 A, B, C。再如离我們 8.7 光年的天狼星,是一顆很亮的星。它实际上是双星, A 星表面温度很高光色发蓝,是紫外綫很強的星;而 B 星直径只有 $0.03R_{\odot}$,但其質量大,密度也大,温度又高,这种星叫白矮星。更为特例的白矮星,如离我們 13.8 光年的 26 号星 (Van Maanen 星),半径仅为 $0.009R_{\odot}$ (即比地球略小),而質量是地球質量的 36,000 倍,这顆星基本上由原子核組成,而电子层外壳已被挤破了,每立方厘米有半吨重。

而出太阳系的近邻,恆星世界的奇觀就更多了。例如双星中的巨人,天鵝星座 V380 星,是一对高温发蓝光的巨星,它們以 12.43 天的周期相互圍繞着轉,其距离为 0.611×10^8 公里(只有地球到太阳距离的一半还不到)。一个半径为太阳半径的 29 倍等于 0.201×10^8 公里,質量为太阳的 43.7 倍,另一个半径为太阳半径的 8 倍即 0.056×10^8 公里,質量为太阳的 15.6 倍。在这个双星附近的行星,将在天空中看見两个太阳。要說巨星,要以猎戶座 α 星(即参宿四)为代表,它离我們有 300 光年,是一顆紅色的星,而且是一顆有脉动的星;半径从最小为太阳半径的 330 倍到最大为太阳半径的 460 倍,最小半径也是地球到太阳距离的 1.54 倍。另一个更大的星是武仙座的 α 星 (Ras Algethi),它也是紅星,离我們有 800 光年,半径为太阳半径的 800 倍。此外还有一些不稳定的星,如变星、新星、超新星。周围有大量气体的所謂“行星星云”佛耳夫-拉叶或 W 型星等。白矮星中的冠軍是一顆离我們約一百光年,在金牛星座离昴星团不远的白矮星,它的直径只有月球的一半,而密度却为每立方厘米 200 吨!

所以整个宇宙是很大的,它包括了无数个星系,而銀河星系是其中之一,太阳系則只是銀河系的一小部分。如果用現在我們能达到的每秒几十公里的速度,就是到最近的几顆恆星附近去也得几万年,这种旅行是不可設想的。故現在人类能飞行的范围是整个宇宙的很小一部分,所以說宇宙航行的可能性目前还很难預料,还只是我們的一个理想,目前还没有具体实现它的途径。因此近 20 到 30 年的任务是发展

太阳系航行技术,或者是行星际航行,简称为星际航行。要突破太阳系的范围,进入大宇宙,必须大大地增加航行速度,直到接近光的速度。但那将产生一系列完全新的问题,例如:牛顿力学的规律不够准确了,要用相对论力学的规律去计算轨道;现有的燃料也不足以达到所需要的速度,必须制造出新的超级燃料。此外,在宇宙航行技术里,也一定包括一些我们现在还无法想到的问题。

§ 1.8 阿克来公式

到其他恒星去的问题也是速度问题,必须非常接近光速。这样高的速度不能用齐奥尔科夫斯基公式来计算,必须用相对论力学来计算。根据这样的计算,到半人马座 α 星(见表 1.8)时,设想宇宙飞船最高速度为 0.80 倍光速,而喷气速度为光速的 0.6 倍。用二级火箭(每一级的质量比 6.24),一级用来加速火箭到 0.80 倍光速,一级作刹车之用。最大加速为 2,000 厘米/秒²(约 2g),那么加速和减速对飞船中的人来讲各为一年,等速飞行一段对飞船中的人来讲是 2.5 年,共需 4.5 年。到天狼星去(8.7 光年)用多级火箭,用等加速度 2,000 厘米/秒²,及等减速度 2,000 厘米/秒²,最大速度 0.94 倍光速,喷气速度仍为 0.6 倍光速。加速及减速对飞船上的人来讲各为 0.8 年,直走用 2.5 年,共需 4.2 年。这里看起来好象不合理:到比较远的天狼星反而只需要较短的时间;其实这是因为除了速度有所增加以外,还有一个特殊的相对论效果,在高速运动中的宇宙飞船上,时间的进程要比相对静止的地方慢,在飞船中的人感到的时间是短一些。

由这两个例子看到,用低速进行宇宙航行是很难想象的,即是在 0.8 倍光速下,飞行所需的时间也还要几年;而要使喷气速度达到光速的 0.6 倍,就必须使推进剂在燃烧后放出足够的能量,使其相关联的质量为推进剂原来质量的 20% (相关联的质量是指:转变成动能的那部分质量占推进剂原来质量的百分数。当喷气速度等于光速时,相关联的质量就为 100%)。而现在最强的推进剂是氢的聚变,其相关联的质量不到百分之一,喷气速度为光速的 5%;宇宙航行的要求远远超过了现有燃料所能达到的程度。所以要实现恒星际航行,还有待于将来制出超高能的核子燃料,来得到接近于光的速度。

这里我们准备介绍这种相对论力学计算的全部,但只介绍相当于齐奥尔科夫斯基公式的阿克来(J. Ackert)公式,并且指出两者的差别。如果火箭相对于发射点的速度是 v , 向前为正的方向;相对于火箭的喷气速度为 w , 向后为正的方向;那么根据相对论的定律,在固定于发射点的坐标中,喷气速度 w' 为(图 1.11):

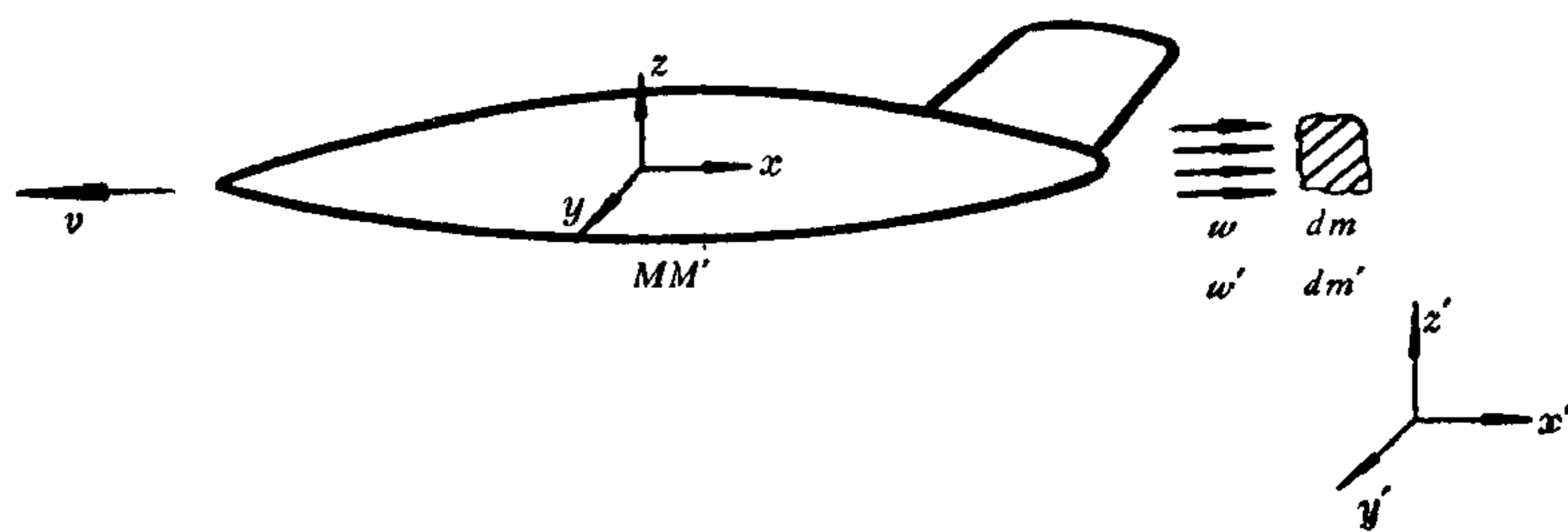


图 1.11 火箭在无外力作用下的相对论力学计算

$$-w' = \frac{-w + v}{1 - \frac{wv}{c^2}}. \quad (1.13)$$

其中 c 为光速 ($c = 29.97929 \pm 0.00008$ 万公里/秒); M 为静质量; M' 为动质量; dm 为喷气的静质量; dm' 为喷气的动质量, 则

$$M' = \frac{M}{\sqrt{1 - \frac{v^2}{c^2}}},$$

$$dm' = \frac{dm}{\sqrt{1 - \frac{v^2}{c^2}}}.$$

从而可以写出能量守恒方程式, 即总能的一部分变成喷气的能量:

$$d\left(\frac{Mc^2}{\sqrt{1 - \frac{v^2}{c^2}}}\right) + \frac{dm \cdot c^2}{\sqrt{1 - \frac{w'^2}{c^2}}} = 0. \quad (1.14)$$

而动量守恒方程式为:

$$d\left(\frac{Mv}{\sqrt{1 - \frac{v^2}{c^2}}}\right) + \frac{dm(-w')}{\sqrt{1 - \frac{w'^2}{c^2}}} = 0. \quad (1.15)$$

利用公式(1.13)得:

$$1 - \frac{w'^2}{c^2} = 1 - \frac{1}{c^2} \left(\frac{-w + v}{1 - \frac{wv}{c^2}} \right)^2$$

$$= \frac{1 - 2 \frac{wv}{c^2} + \frac{w^2 v^2}{c^4} - \frac{w^2}{c^2} + 2 \frac{wv}{c^2} - \frac{v^2}{c^2}}{\left(1 - \frac{wv}{c^2}\right)^2} = \frac{\left(1 - \frac{w^2}{c^2}\right)\left(1 - \frac{v^2}{c^2}\right)}{\left(1 - \frac{wv}{c^2}\right)^2}.$$

因此

$$\frac{1}{\sqrt{1 - \frac{w^2}{c^2}}} = \frac{\left(1 - \frac{wv}{c^2}\right)}{\sqrt{1 - \frac{w^2}{c^2}} \sqrt{1 - \frac{v^2}{c^2}}}.$$

由此(1.14)和(1.15)式可写成:

$$\begin{aligned} \frac{dM}{\left(1 - \frac{v^2}{c^2}\right)^{1/2}} + M \frac{\frac{v dv}{c^2}}{\left(1 - \frac{v^2}{c^2}\right)^{3/2}} &= - \frac{\left(1 - \frac{wv}{c^2}\right)}{\sqrt{1 - \frac{w^2}{c^2}} \sqrt{1 - \frac{v^2}{c^2}}} dm, \\ \frac{v dM}{\left(1 - \frac{v^2}{c^2}\right)^{1/2}} + \frac{M dv}{\left(1 - \frac{v^2}{c^2}\right)^{1/2}} + M v \frac{\frac{v dv}{c^2}}{\left(1 - \frac{v^2}{c^2}\right)^{3/2}} \\ &= - \frac{\left(1 - \frac{wv}{c^2}\right)}{\sqrt{1 - \frac{w^2}{c^2}} \left(1 - \frac{v^2}{c^2}\right)^{1/2}} \left(\frac{-w + v}{1 - \frac{wv}{c^2}} \right) dm, \end{aligned}$$

消去 dm 即得:

$$v dM + M dv \left(\frac{1}{1 - \frac{v^2}{c^2}} \right) = \frac{-w + v}{1 - \frac{wv}{c^2}} \left\{ dM + M \frac{dv}{v} \frac{\frac{v^2}{c^2}}{\left(1 - \frac{v^2}{c^2}\right)} \right\},$$

运算结果得:

$$- \frac{dM}{M} = \frac{c}{2w} \left\{ \frac{1}{\left(1 - \frac{v}{c}\right)} + \frac{1}{\left(1 + \frac{v}{c}\right)} \right\} d\left(\frac{v}{c}\right).$$

如果火箭的初始静质量是 $M^{(1)}$, 发动机作用停止时的静质量是 $M^{(2)}$; 初始速度 $v = 0$, 終了速度为 V , 积分后得阿克来公式:

$$\frac{M^{(1)}}{M^{(2)}} = \left[\frac{\left(1 + \frac{V}{c}\right)}{\left(1 - \frac{V}{c}\right)} \right]^{\frac{c}{2w}}. \quad (1.16)$$

为了比較阿克来公式和齐奥尔科夫斯基公式,我們对公式(1.16)可进一步加以整理,即

$$\frac{M^{(1)}}{M^{(2)}} = e^{\frac{c}{2w} \ln \left(\frac{1 + \frac{V}{c}}{1 - \frac{V}{c}} \right)}.$$

現在我們展开对数函数:

$$\begin{aligned} \ln \left(\frac{1 + \frac{V}{c}}{1 - \frac{V}{c}} \right) &= \ln \left(1 + \frac{V}{c} \right) - \ln \left(1 - \frac{V}{c} \right) \\ &= 2 \frac{V}{c} \left[1 + \frac{1}{3} \left(\frac{V}{c} \right)^2 + \frac{1}{5} \left(\frac{V}{c} \right)^4 + \frac{1}{7} \left(\frac{V}{c} \right)^6 + \dots \right], \end{aligned}$$

所以

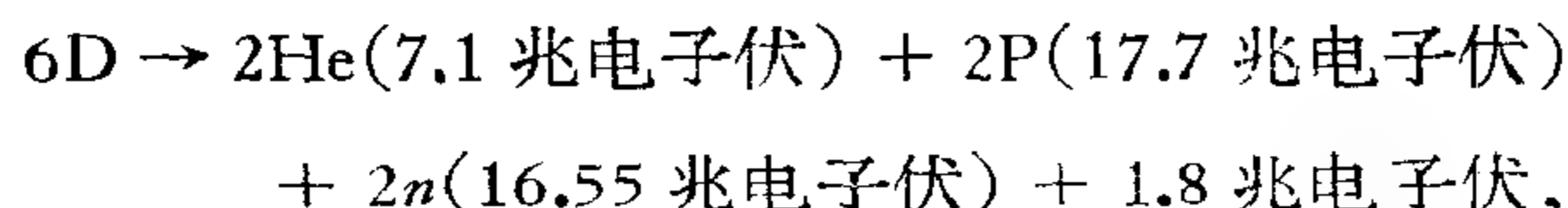
$$\frac{M^{(1)}}{M^{(2)}} = e^{\frac{V}{w} \left[1 + \frac{1}{3} \left(\frac{V}{c} \right)^2 + \frac{1}{5} \left(\frac{V}{c} \right)^4 + \frac{1}{7} \left(\frac{V}{c} \right)^6 + \dots \right]} = e^{\frac{V}{w}} e^{\left(\frac{V}{c} \right)^2 \left[\frac{1}{3} \frac{V}{w} + \frac{1}{5} \frac{V}{w} \left(\frac{V}{c} \right)^2 + \frac{1}{7} \frac{V}{w} \left(\frac{V}{c} \right)^4 + \dots \right]}.$$

我們將上式第二个指数函数作为 $\left(\frac{V}{c} \right)^2$ 的幂級数展开,那么

$$\begin{aligned} \frac{M^{(1)}}{M^{(2)}} &= e^{\frac{V}{w}} \left\{ 1 + \left[\frac{V}{w} \left(\frac{V}{c} \right)^2 \right] \left[\frac{1}{3} \right] + \left[\frac{V}{w} \left(\frac{V}{c} \right)^2 \right]^2 \left[\frac{1}{18} + \frac{1}{5} \left(\frac{w}{V} \right) \right] \right. \\ &\quad \left. + \left[\frac{V}{w} \left(\frac{V}{c} \right)^2 \right]^3 \cdot \left[\frac{1}{162} + \frac{1}{15} \left(\frac{w}{V} \right) + \frac{1}{7} \left(\frac{w}{V} \right)^2 \right] + \dots \right\}. \end{aligned} \quad (1.17)$$

这个公式指出:当 $\frac{V}{c} \rightarrow 0$ 时,也就是当火箭速度远远比光速小的时候,公式(1.17)中整个大括弧的值等于1,所以阿克来公式就簡化为齐奥尔科夫斯基公式. 也就是說,齐奥尔科夫斯基公式是阿克来公式的特例. 公式(1.17)指出,从齐奥尔科夫斯基公式到阿克来公式的修正,永远是正的,即是加大的. 当火箭速度很高时,用齐奥尔科夫斯基公式計算会得出过小質量比.

恆星际飞行要求飞行速度必須非常接近光速,因此一个主要的要求是噴气速度也必須达到半倍光速以上,不然質量比太大. 例如:以今天比較有希望的能源,氘聚变成氦,或受控制的热核反应:



中子 n 将很快地从反应气体中逸出,其所携带的16.55兆电子伏的能量不能用来加热,故为6个氘原子所产生的热能为26.6兆电子伏. 算这个能量的70%有效,变成

动能,那么喷气速度为 15,000 公里/秒,比冲约 1.5×10^6 秒。但就是这个看来非常大的喷气速度也只是光速的 5%,即 0.05 倍光速。就是有了这样的喷气速度,要达到飞行速度为 0.80 倍光速,其所必需的质量比为:

用齐奥尔科夫斯基公式计算

$$\frac{M^{(1)}}{M^{(2)}} = e^{v/0.05} = e^{16} = 0.0889 \times 10^8;$$

而用阿克来公式计算

$$\frac{M^{(1)}}{M^{(2)}} = \left(\frac{1 + 0.80}{1 - 0.80} \right)^{\frac{6}{2 \times 0.05c}} = \left(\frac{1.8}{0.2} \right)^{10} = 34.8 \times 10^3.$$

以上计算说明了,在火箭速度接近光速时,齐奥尔科夫斯基公式是很不准确的。再者就是用我们在今天看来是最强的氘聚变能源,要达到 80% 光速,总质量比要达到 34.8 亿。这是不可设想的大的质量比,所以就是用今天看来是最强的能源,也解决不了宇宙航行的问题。因此宇宙航行不同于星际航行,星际航行是现实的,而宇宙航行还只不过是一个伟大的理想。但是我们有信心在社会主义制度下,解放了的人们不但能够象今天那样领导着人类进入星际航行的时代,而且也将实现宇宙航行。我们千万年来在地球表面的活动,从地球表面来研究自然,创造了进入行星际空间的条件;那么即将到来的星际航行时代,人在太阳系中研究自然,一定会给科学技术带来一个全新的境界,使科学技术达到以前不能达到的水平,使宇宙航行能够变为现实。因此星际航行会给宇宙航行开辟道路!

第二章 火箭发动机原理

§ 2.1 星际航行的动力

星际航行对速度的要求已经在上一章中得到了说明。当一物体围绕地球旋转,就需要 7.91 公里/秒的速度,这样高的速度,想用现代的航空发动机在大气层中是不可能达到的。首先,由于地球表面存在着几十公里厚的大气层,飞行器要以这样高的速度在稠密的大气中飞行,必然要受到巨大的大气阻力。一則使飞行器需要很大的力量来克服这一阻力;再則在这样高的速度下,空气与飞行器表面强烈摩擦而产生高热使飞行器烧毁。因此,在大气层中所能达到的高速度是很有限的。但是,我們知道,正如 § 1.4 中所讲的,地球表面的大气,随离地面的高度的增加而密度逐渐减小。据测得:离地面 30 公里高处,大气的密度只及地面上大气密度的約 1/100,如果离地面 60 公里时,則只及約 1/10,000,再往上就更加稀薄了,到 100 公里的高空,大气密度只有地面密度的 1/1,000,000 左右。因此,一般說来在太空中就几乎没有空气的阻力存在,就是速度很大也不会有多大的阻力,这对于作星际航行来說是十分有利的条件。然而,由于太空中几近于真空,而航空用的噴气发动机則正是用空气中的氧作氧化剂,沒有空气也就沒有氧,因此一般空气噴气发动机是不能直接地用在星际航行上的。

火箭发动机則是一很理想的星际航行的发动机。因为它本身已經同时带有燃料和氧化剂,所以它不仅在大气中可以工作,而且在沒有空气存在的太空中也同样可以工作。火箭燃烧室中产生的高温、高压气体,利用直接反作用的原理,让这些气体以

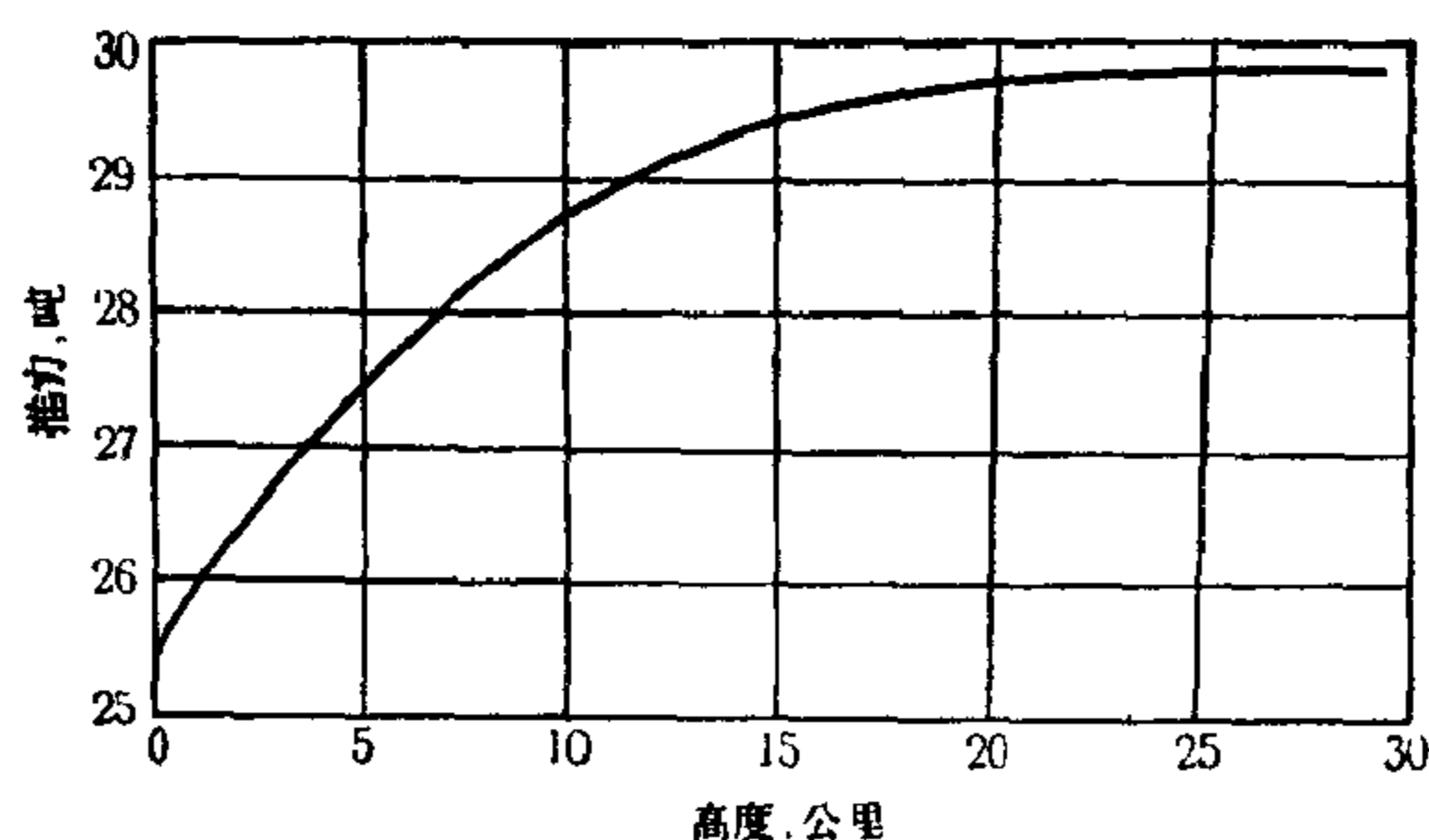


图 2.1 V-2 火箭的推力与高度的关系

高速噴出,从而推动火箭。火箭发动机还有另外一个特点是:它的推力之大小与周围介质有关。实际上火箭发动机在高空的推力比在地面的推力要高大約 20%,这是由于地面的大气压力比高空的大气压力高得多的原故。推力大小与发动机所处高度的关系可由图 2.1 了解。

由上述可見,火箭发动机是现代最适合于星际航行的发动机,越是在空气稀薄的地方飞行,则它越能发出更大的推力和更高的速度。在这里还需要说明一点:现在要作星际航行,要具有高的速度脱离地球引力飞向其他行星,首先得从地球表面起飞,从静止状态逐渐加到需要的速度。火箭发射时第一步就要以較低的速度通过大气层;这样一来空气喷气发动机就有可能作为多级火箭之第一级发动机,因为它可以充分地利用空气作为氧化剂,而无需在火箭第一级中带上这相当重的一部分氧化剂,从而可以大大减少第一级的重量,这对发射多级火箭有很大的好处。但是用空气喷气发动机及火箭发动机的运载系统,将比纯火箭发动机系统复杂,造价更高。象现在的运载火箭那样,一次使用以后就扔掉是太浪费,所以又必需考虑在完成了加速任务之后,把空的运载系统再安全地降落到地球表面上来,也就是“回收”运载系统。这在技术上就比现在的运载火箭要求更高,今天还没有能实现。

§ 2.2 固体推进剂火箭发动机工作原理

固体推进剂火箭发动机,是以固体燃料、固体氧化剂及其他添加剂混合组成的固体火药来作为推进剂。因此一般又可简称之为固体火箭发动机或固体发动机。

固体火箭发动机的特点:

(1) 最大的优点是结构简单。由图 2.2 可看出典型的固体火箭发动机可分为四个主要部分:燃烧室、喷管、药柱及药柱支承装置。因此,固体火箭发动机广泛地应用到各种火箭弹上,特别是尺寸較小的火箭上。

(2) 容易使用,操作可靠,可长期存放。固体火箭发动机的推进剂可事先制成药

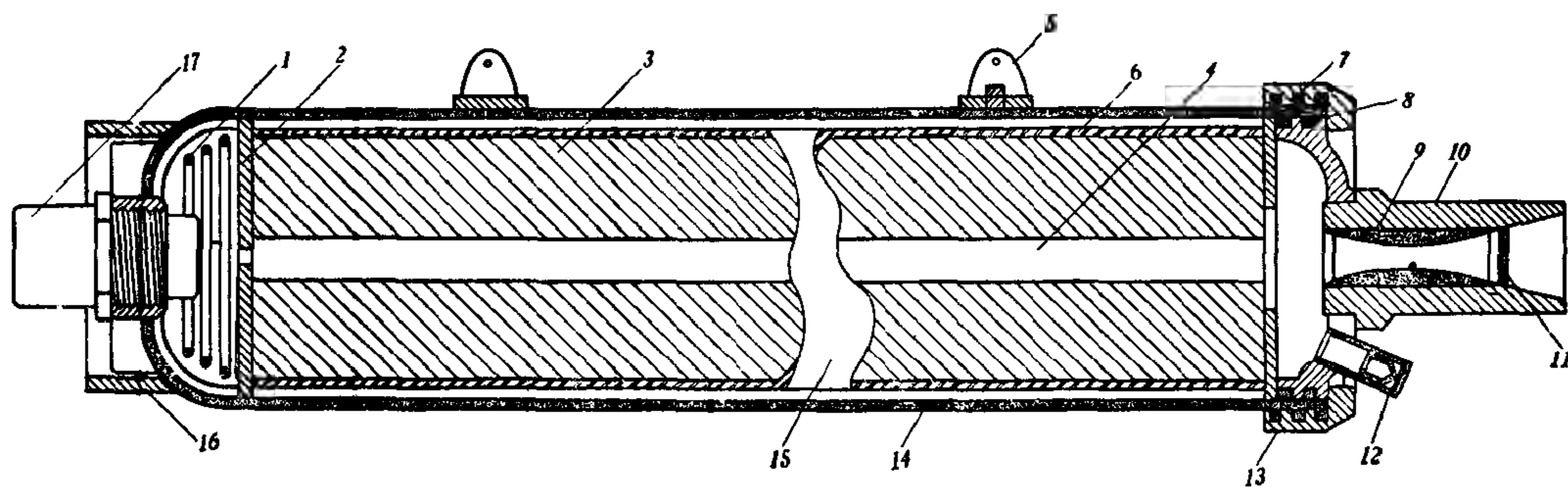


图 2.2 典型的固体推进剂起火箭的剖面图

- 1——弹簧(用作装药热膨胀); 2——加力分配板(2块); 3——推进剂装药; 4——燃气通道;
5——安装挂耳(2个); 6——包覆层; 7——特殊螺絲; 8——环形紧塞具; 9——喷管的石墨衬管;
10——喷管; 11——喷管盖; 12——保险装置; 13——螺絲封闭环; 14——燃烧室壁;
15——推进剂药包外复层; 16——贮存时垂直支持; 17——点火器。

柱装于燃烧室中,长期存放,如需要时立即可以使用,使用起来也很简便。由于使用的推进剂是固体,因此在发动机工作过程中就不需要专门的推进剂供应和调节系统。由于没有泵、阀门管路等,因而使发动机工作时较为可靠。

现在来谈一谈固体火箭发动机的起动方法及工作状况:起动点火是十分简单的,一般采用在药柱中空处加入一临时小火药包,用电火花使之引燃后,再借小药包去点燃整个药柱。药柱燃烧后产生高温高压气体,经过药柱及燃烧室空隙进入喷管膨胀排出而产生推力。因为固体推进剂不能用控制流量方法来进行调节控制,是靠推进剂的燃烧面来控制燃烧速度,从而控制火箭的推力,所以固体药柱的形状及推进剂本身的反应速度是控制燃烧速度的关键。

§ 2.3 液体推进剂火箭发动机工作原理

液体推进剂火箭发动机亦可简称为液体火箭发动机或液体发动机。它与固体火箭发动机的最大不同点就是所用的推进剂是液体状态。有时推进剂是单一的;如硝基甲烷(CH_3NO_2),即称其为单元液体推进剂。但是更多的情况是分别以氧化剂及燃料贮放于火箭携带的氧化剂及燃料贮箱中,即称其为双元液体推进剂。正由于这一点给液体火箭发动机带来了其他许多不同于固体火箭发动机的特点。这些特点是:增加了推进剂在火箭发动机中的贮存和输送系统,工作过程中推进剂用量的调节控制系统,燃烧室的冷却系统。近几年来,由于液体推进剂的使用,使火箭发动机的工作时间大大增长,推力大大增加,从而有可能把巨大的人造卫星、宇宙火箭及飞船送到预定的轨道上去。虽然由于采用了液体推进剂,使得发动机系统复杂化,各种部件设备增多,但是大推力的液体火箭发动机的结构重量仍得到相应地降低。

目前一般的液体火箭发动机燃烧室,压力都在30个大气压以上,并且液体推进剂在进行燃烧之前必须进行充分的雾化,这一过程主要是靠氧化剂及燃料通过喷嘴达到雾化的目的。而在喷嘴的雾化过程中,就要产生约为几个大气压以上的压力降;再加上系统中的管路阀门等阻力损失,液体推进剂进入输送系统之前,最低限度应保持有十几个大气压的压头,方才能使推进剂贮箱中的燃料和氧化剂能在发动机工作时给予正常地供应。因此对液体火箭发动机而言,正常的供应推进剂是保证发动机正常工作的关键。按照目前液体火箭发动机推进剂的输送形式大致可分为两类:

(1) 挤 压 式

液体火箭发动机的推进剂是借助于高压气体的压力,作用在推进剂液面上,使推

进剂经过管路阀门、喷嘴,然后进入燃烧室燃烧,故称之为挤压式。图 2.3 即为挤压式液体火箭发动机的示意图。从图中可以看出,发动机本身除了带有燃料及氧化剂贮箱之外,还带有一高压气罐,内贮有高压惰性气体。高压气体经过减压阀,使压力降低到所需要的压力以后,分别进入燃料及氧化剂贮箱,去挤压燃料和氧化剂,使之输送到燃烧室中进行燃烧。产生的高温、高压气体经喷管膨胀以高速排出,从而产生反作用力推动整个火箭前进。

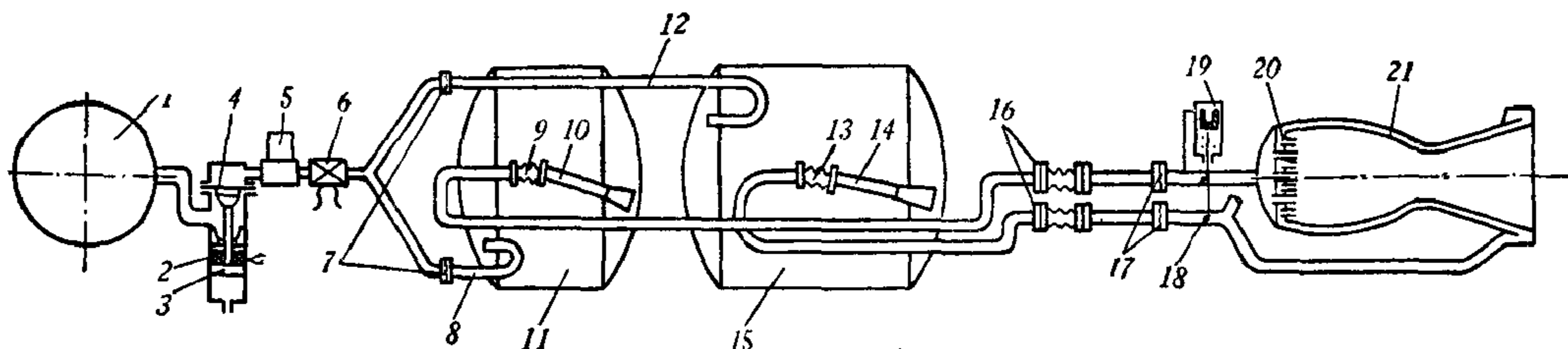


图 2.3 气压式输送系统液体火箭发动机

- 1——高压气罐； 2——启动火药； 3——活塞； 4——高压活门膜片； 5——气体减压器；
6——低压电动活门； 7——易破裂的膜片； 8——给燃料箱输送气体的导管； 9——燃料
集液管的弹性悬接管； 10——燃料集液管； 11——燃料箱； 12——给氧化剂箱输送气体
的导管； 13——氧化剂集液管的弹性悬接管； 14——氧化剂集液管； 15——氧化剂箱；
16——膜盒； 17——燃料和氧化剂管路上的膜片； 18——节流活门； 19——控制节流活
门的伺服活塞； 20——发动机头部； 21——燃烧室。

由于挤压推进剂需要高压气体,而且推进剂贮箱也需要承受一定的高压,因此随着输送推进剂的压力增高,推进剂的贮量增加(即为了增大发动机的推力或增长发动机的工作时间),都必然导致高压气罐及推进剂贮箱重量的增加,因而就增加了发动机的结构重量,相应地也就会降低火箭的有效载荷。所以挤压式输送系统的液体火箭发动机显然不宜于作得过大。这种发动机由于它靠高压气体挤压输送推进剂,它除了系统中有调节阀门之外没有转动部分,因而系统较简单,工作较可靠,一般推力较小的发动机采用这种形式还是具有优越性的。

挤压式所用的高压气体是有选择性的。首先一点,所选择的工作气体应当对于燃料和氧化剂均是惰性的;如对于硝酸和煤油为组合的推进剂均可以采用高压空气。其次,对于发射火箭而言,不仅要考虑气体与推进剂之间不发生作用,而且还应当同时考虑到气体的重量。因此一般采用惰性气体氮最为理想,因为它正兼备了与一般推进剂不起任何作用的稳定性和重量轻(分子量为 4,不到空气的 1/7)的特点。

(2) 涡轮泵式

涡轮泵式的输送系统通常用于推力大和工作时间长的火箭发动机,对于这类火

箭, 涡轮泵式输送比其他任何类型的系统更轻。系统的重量实质上与发动机的工作时间长短无关。

发动机工作时是用气涡轮直接带动高转速的离心泵将推进剂组分分别由贮箱中抽出, 然后压入燃烧室中雾化、混合和燃烧。涡轮的动力来源通常取自蒸汽或燃气。在下面分别进行阐述:

蒸汽涡轮 涡轮所用的蒸汽是由发动机本身附属的蒸汽发生器来供给。通常是采用过氧化氢 (H_2O_2 , 浓度 80% 以上) 在特设的装有催化剂 (过锰酸钾 $KMnO_4$ 、

过锰酸钠 $NaMnO_4$ 或过锰酸钙 $Ca(MnO_4)_2$) 的气体发生器中分解而得 $400^\circ C$ 的高压水蒸汽和氧的混合气体来吹动涡轮。为了产生蒸汽, 由发动机本身带有一过氧化氢贮箱和为送过氧化氢去蒸汽发生器的高压气瓶。这种形式的输送系统以 V-2 发动机最典型 (见图 2.4)。

可以看出, 这种类型的发动机, 虽然采用了涡轮泵的输送系统, 但是仍保留着一部分挤压系统, 如果发动机推力增加, 特别是工作时间增长时, 挤压部分的重量必然会增加, 因而输送系统的重量还并不能与发动机的工作时间完全无关。

燃气涡轮 这种涡轮的工质来源是直接从泵的出口抽出一定比例的燃料及氧化剂, 在一辅助的小燃烧室中进行燃烧, 产生约为 $600-700^\circ C$ 的高压燃气去驱动涡轮转动, 从而带动泵运转。一般火箭发动机推进剂的正常燃

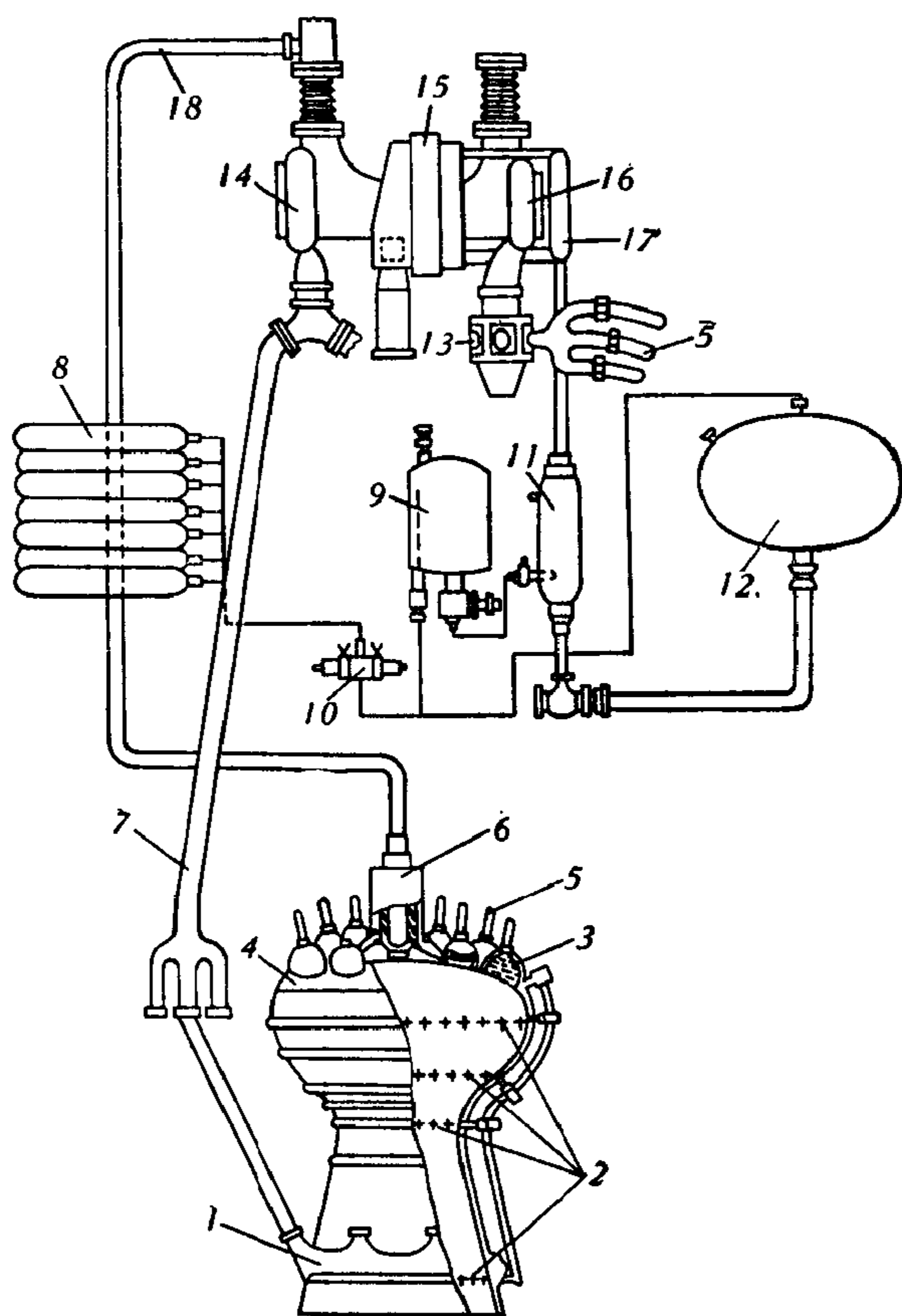


图 2.4 V-2 火箭发动机原理示意图

- 1——喷管; 2——用于冷却的燃料的输送系统; 3——喷嘴;
4——燃烧室; 5——通往喷嘴的液氧导管; 6——
燃料主活门; 7——通往冷却外套的燃料导管; 8——高压
气瓶; 9——催化剂箱; 10——减压器; 11——反应器;
12——过氧化氢箱; 13——氧化剂主活门; 14——燃料泵;
15——涡轮; 16——氧化剂泵; 17——向涡轮送蒸汽的导
管; 18——发动机停车时向泵回抽燃料的导管。

烧温度都在 3000°C 左右, 这样高温的气体作为涡轮的工质是不行的, 因为温度太高会使涡轮的机件变形或烧毁; 所以在这辅助燃烧室中采取贫氧燃烧, 使燃气温度都控制在 $1,000^{\circ}\text{C}$ 以下. 这种涡轮所消耗的推进剂一般约为整个发动机消耗的推进剂总量的 2—3%. 燃气涡轮的起动是靠辅助燃烧室中装临时火药包, 它燃烧产生燃气推动涡轮来带动泵运转; 俟泵送出推进剂之后, 就可直接供应一定比例的推进剂到辅助燃烧室中燃烧, 产生燃气而维持涡轮泵继续正常的工作. 这种形式的输送系统比蒸汽涡轮泵更进了一步, 它不再有挤压式部分, 因此发动机重量得到了进一步减轻, 而且其重量不再随发动机工作时间的增长而增加了.

由于采用了泵式输送, 因此从推进剂贮箱一直到泵入口的设备都不再要求承受高压. 虽然增加了涡轮、泵及其他附属设备, 但这些部分在现代技术条件下已经可以做得轻而可靠. 因此, 采用涡轮式输送系统在现代火箭发动机中, 特别是推力大、工作时间长的液体火箭发动机中, 具有其他形式火箭发动机不可及的优越性. 但也有时当结合其他方面考虑问题时, 挤压式输送亦有可能用在大型液体火箭发动机上. 例如美国就曾经设计过一种叫“宇宙”(“Cosmos”)的推力为 2730 吨的第一级运载火箭, 用液氢、液氧作推进剂, 就考虑采用挤压式输送系统. 其原因在于挤压式输送系统中的各个设备: 高压气罐、推进剂贮箱等虽然比较重, 但确也很坚固结实. 当这一级火箭的发动机工作结束后, 就可能利用高压气罐及液氢贮箱中残存的氢气充起一只大氢气球, 发动机借氢气球之浮力缓缓下降, 使发动机贮箱和高压气罐安全着陆, 从而回收再行利用; 想这样来降低每次发射在运载火箭制造方面的费用.

§ 2.4 推力的计算

火箭燃烧室中的气流可以作为是定常的一维流动, 即在燃烧室或喷管的任一截面上燃气的速度和压力都不随时间而改变, 任一横截面上各点的流速相等, 且沿喷管的轴向流动(图 2.5).

我们所要求的推力, 就是所有作用在发动机包括燃烧室和喷管内壁上的力的轴向合力 (即指发动机轴向 x 方向的合力). 什么是内壁? 因为我们所要计算的是力与喷气动量之间的关系, 我

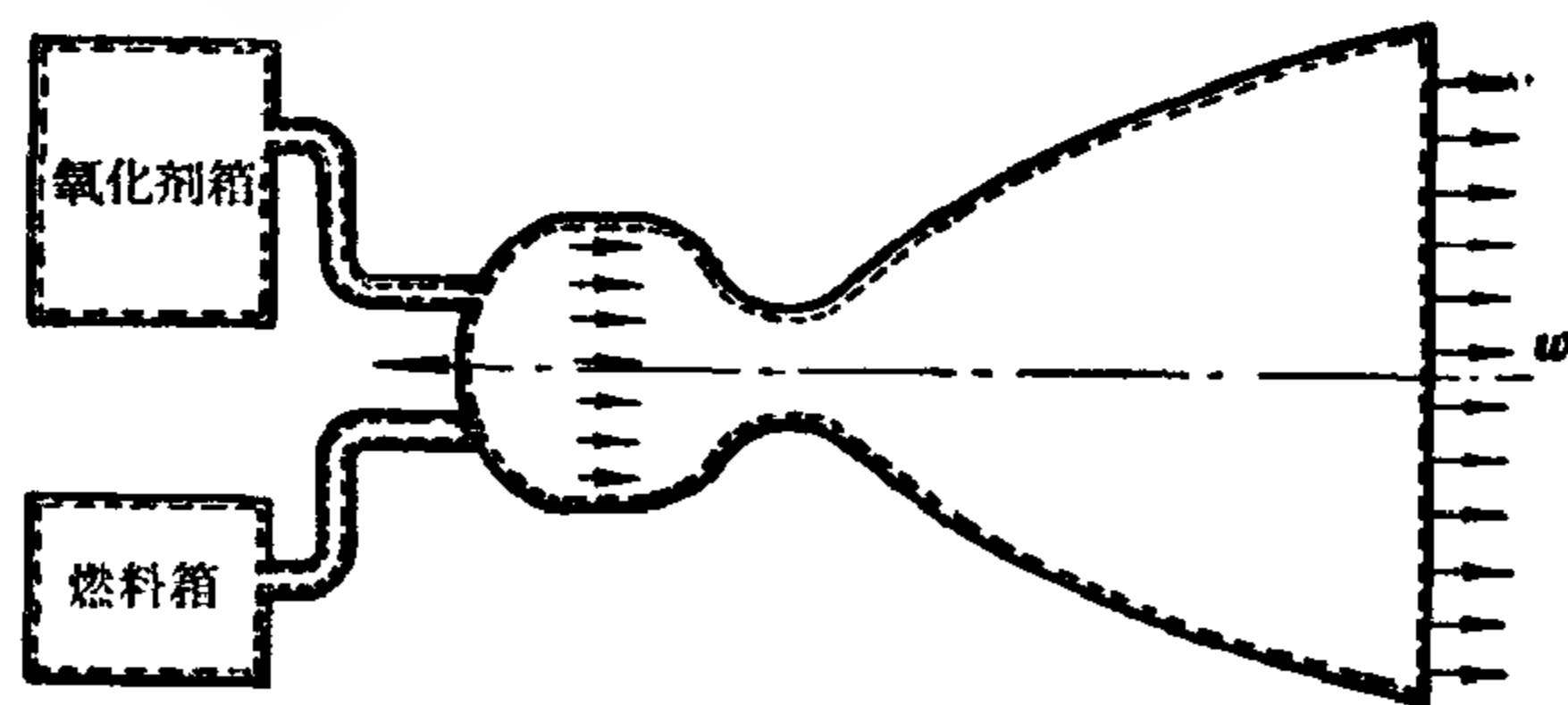


图 2.5 计算推力时的控制面

们也就要尽量使动量的计算简单些, 这在固体发动机问题不大, 推进剂是存放在燃烧

室里的,只要我們把坐标固定在火箭上,就不会有什么推进剂的动量。对液体发动机,推进剂是从推进剂箱开始流动的,到了燃烧室的噴嘴,流速可以較大,我們不應該完全忽略在噴嘴处推进剂的动量。这个看来較麻煩的問題,可以用这样的办法来除去:我們把內壁从燃烧室經過噴嘴,推进剂导管,一直扩展到推进剂箱,內壁也包括推进剂箱的內壁,那么确实沒有物质流出这样的內壁面,計算动量时只有一个动量,即噴气的动量。作用在內壁的压力为 p , 在內壁取一小块面积 dA_i , 故作用在这一小块面积上的力为 $p dA_i$ 。因为整个发动机是对称的,推力必然是軸向的,我們只要算压力在軸向(x)方向的分力就行了。如果 α 是“法向”(即垂直于 dA_i , 而从內壁向外)与 x 軸所形成的角,那么軸向分力是 $p dA_i \cos \alpha$ 。整个內壁的軸向力为 $p dA_i \cos \alpha$ 沿整个內壁的积分:

$$\int_{\text{內壁}} p \cos \alpha dA_i;$$

因此反过来內壁作用在推进剂及燃气上的力应与此力大小相等而方向相反,即为

$$-\int_{\text{內壁}} p \cos \alpha dA_i.$$

这里对于推进剂及燃气流动时与燃烧室內壁产生的摩擦力忽略不計,因为它们比起

压力 p 来要小得多,还不到 1%。

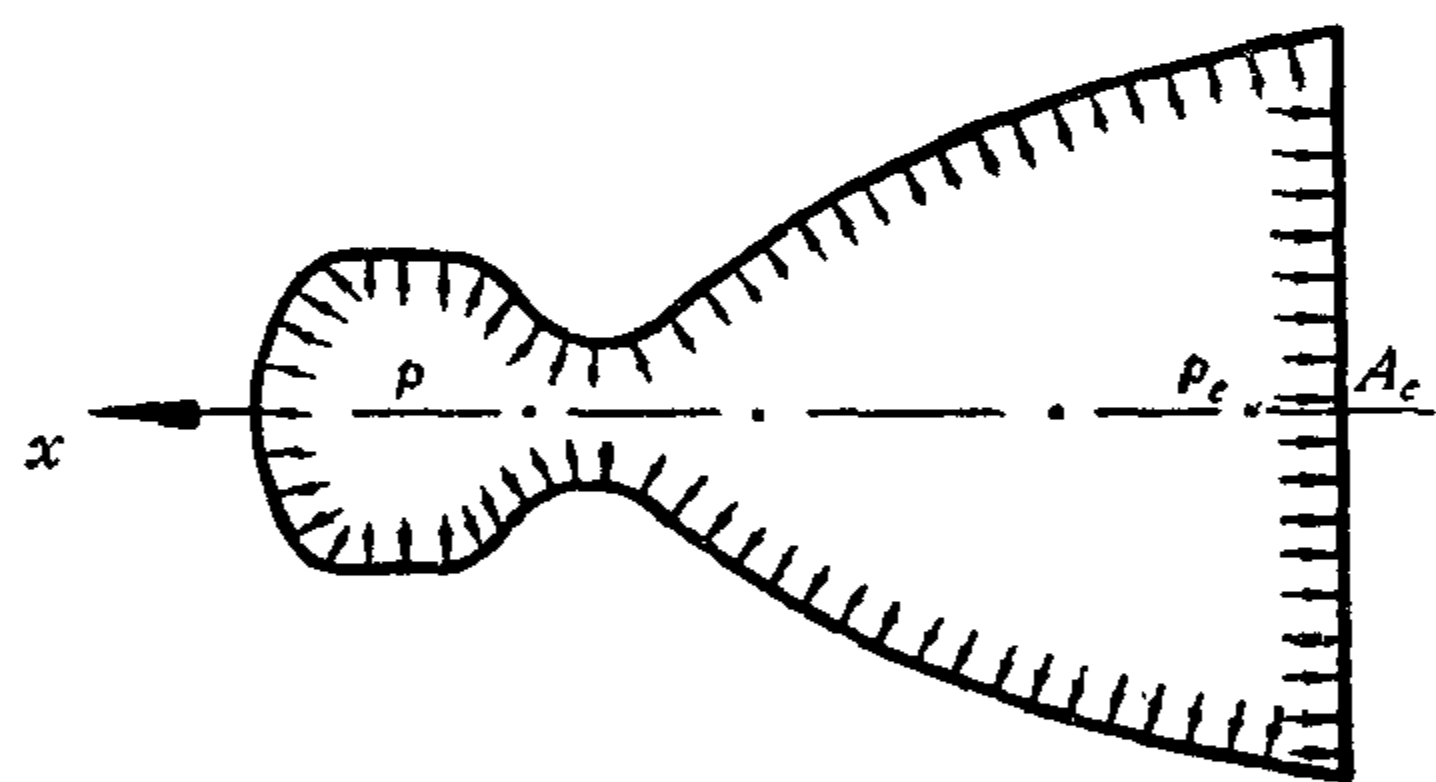


图 2.6 压力作用分布图

計算到这里,我們的內壁面还是开放的,在噴管的出口处是开着的。为了計算噴气的动量,我們必須把推进剂和燃气包起来,加上一个噴管出口截面就封閉了。如果在噴管出口截面上的气体压力是 p_e , 那么作用在气体上的 x 方向的力是 $p_e A_e$ 。

其中 A_e 表示噴出口截面的面积(图 2.6)。因此对于整个发动机封閉面而言,作用在推进剂及气体上的軸向合力应为

$$-\int_{\text{內壁}} p \cos \alpha dA_i + p_e A_e.$$

由牛頓第二定律(动量定律)知道,作用在气体上的力应当等于每秒鐘气体所得到的动量,即

$$-\int_{\text{內壁}} p \cos \alpha dA_i + p_e A_e = \dot{m}(-w).$$

式中: \dot{m} 是每秒鐘的燃气质量流率; w 是燃气从噴口噴出的速度。这里噴气速度取負值,是由于排气方向与选择的軸向相反。上式移項得

$$\int_{\text{内壁}} p \cos \alpha dA_i = p_e A_e + \dot{m} w. \quad (2.1)$$

如果发动机没有开动,那么作用在发动机内壁上的压力为外界大气静压 p_a , 这时我们自然说推力是零. 可见推力 T 是 p 及 p_a 之差的结果, 即 $(p - p_a)$ 作用在内壁上的 x 方向合力, 也就是:

$$T = \int_{\text{内壁}} (p - p_a) \cos \alpha dA_i = \int_{\text{内壁}} p \cos \alpha dA_i - \int_{\text{内壁}} p_a \cos \alpha dA_i.$$

我们知道在一封闭面上作用相等的压力, 则作用力是平衡的, 即在任何方向上的合力为零, 故得出

$$\int_{\text{内壁}} p_a \cos \alpha dA_i + (-p_a) A_e = 0,$$

式中第二项 p_a 取负值是因为压在喷口截面上的大气压力向封闭面内 (我们假定的是压力向外为正). 上式移项得:

$$\int_{\text{内壁}} p_a \cos \alpha dA_i = p_a A_e; \quad (2.2)$$

所以

$$T = \int_{\text{内壁}} p \cos \alpha dA_i - p_a A_e. \quad (2.3)$$

将(2.1)式带入上式得

$$T = \dot{m} w + (p_e - p_a) A_e. \quad (2.4)$$

此式即为所求的推力公式.

我们在以上的计算中, 实际上是假设发动机中的整个过程是定常的, 即不随时间而变化. 不然动量的计算就不会那么简单, 不能光计算一个喷气动量而不计算推进剂及燃气在发动机内部流动速度随时间的变化. 而在火箭发动机中的真实燃烧过程并不是十分稳定的, 存在着不同程度的振荡. 但是由于这些不稳定过程所带来的偏差, 比起整个流出的动量确是很小, 因此完全可以假定流动是定常的, 直接用此推力公式来计算也还是足够准确的.

但是推力公式(2.4)也还没有能真正解决设计中的计算问题, 它没有把喷管的几何尺寸、燃烧室的压力、燃气的性质等与推力联系起来, 从而不能用来计算发动机的尺寸. 这是因为我们没有具体分析燃烧室以及喷管中气体运动的原故, 在下一节中我们将进行具体分析和计算.

§ 2.5 喷气速度的计算

在第一章里已经谈到在星际航行中希望火箭的喷气速度越高越好, 但如何来提

高噴气速度,要改进那些因素,这就需要从以下的計算中加以說明:

根据热力学第一定律,如果 q 是每单位质量气体所吸收的热(用机械功单位来計算); E 是单位质量的內能; p 为压力; V 为单位质量的容积,那么

$$\begin{aligned} dq &= dE + pdV = dE + d(pV) - Vdp \\ &= d(E + pV) - Vdp = dH - Vdp. \end{aligned} \quad (2.5)$$

其中 $H = E + pV$ 称为焓。焓也是物质热力函数之一,只要温度 T 、压力 p 、容积 V 三者之中的两者給定了,就决定了焓的数值。我們利用焓这一热力函数的原因是它与流速的关系最简单。这我們即将看到,为了把火箭发动机內速度的变化与焓的变化联系起来,我們就得出計算火箭噴气速度的公式。动量定理指出:气体的质量 m 乘以速度 w 称为动量 mw , 如果沒有任何力作用于气流,則根据运动第二定律动量不变。

当气体沿变截面管子流动时,气体的速度和压力都要变化,也就是說:每单位時間动量的变化等于作用力,即压力的作用。

我們参看图 2.7,分析一股气流在两个相距 Δx 的截面之間的流动。 \dot{m} 为每秒的流量; dw 是速度增量,所以 $\dot{m}[(w + dw) - w]$ 是两个截面之間的每秒钟动量的增加。根据牛頓第二定律,每秒钟动量的增加必須等于作用在气体上的力的总和。这力有几个

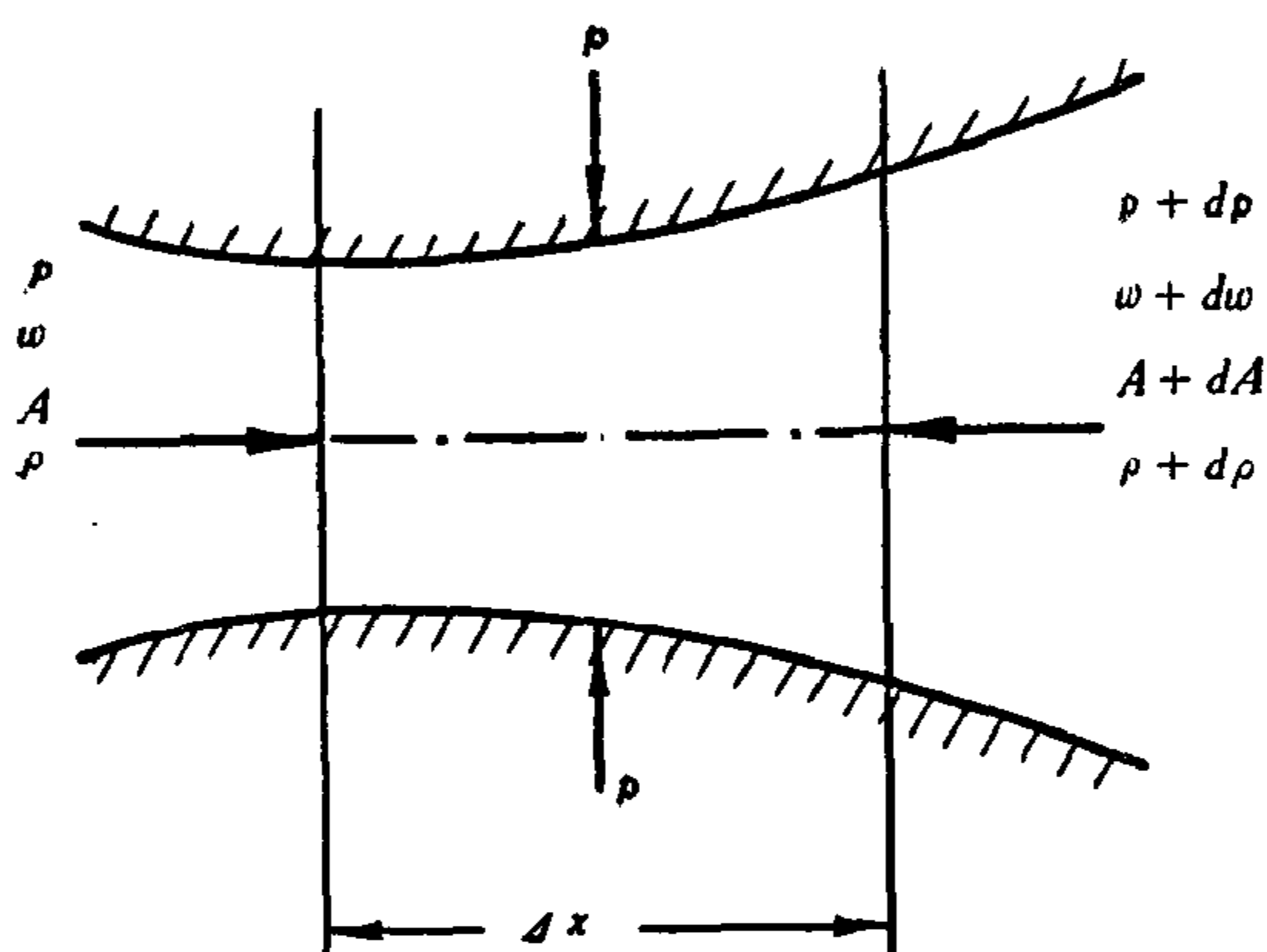


图 2.7 气流在管中的流动

部分:第一是左方截面的力 $p \cdot A$;第二是右方截面的力 $-(p + dp)(A + dA)$;第三是侧面的力 $p \cdot dA$ 。如果略去二次微量不計,那么三者之和为 $-Adp$, 所以

$$\dot{m}dw = -Adp.$$

而 $\dot{m} = \rho Aw$, 其中 ρ 是密度,即单位容积的质量等于 $1/V$; 从而

$$\rho Aw dw = -Adp,$$

即

$$w dw = -\frac{1}{\rho} dp = -V dp. \quad (2.6)$$

把(2.6)式代入(2.5)式可得:

$$dq = dH + w dw = d(H) + d\left(\frac{1}{2} w^2\right).$$

由于火箭发动机的喷管内气流速度很大,气体与喷管壁接触的时间很短,在大型的发动机里约为 0.001 秒,而且大部分气体不靠近喷管壁流动,故气体传给壁的热量很少,与气体的总热量相比一般小于 2%,可以忽略。所以在火箭发动机喷管里的气体膨胀过程,可以认为是与喷管壁没有热交换的情况下进行的,故 $dq = 0$, 则

$$dH + d\left(\frac{1}{2}w^2\right) = 0,$$

所以在这种绝热流动情况下

$$\frac{1}{2}w^2 + H = \text{常数}. \quad (2.7)$$

因为在我们的计算中,一切都以单位质量为准,所以 $\frac{1}{2}w^2$ 实际上是气体的动能,那么公式(2.7)的意思是:在每一个气流的截面,其气体的动能与焓之和不变。这个公式只要流动是定常的就成立。它可以应用到理想气体,也可以应用到非理想气体。至于为什么只有在定常情况下才成立,其理由和上节中所说的一样。

如果 w_c, H_c 为燃烧室燃烧終了时的气体速度和焓; w_e, H_e 为喷管出口的速度及焓,则

$$\frac{1}{2}w_c^2 + H_c = \frac{1}{2}w_e^2 + H_e.$$

一般燃气在燃烧終了时的速度,即进入喷管时的速度 w_c , 远远小于喷气的速度,所以可以认为 $w_c = 0$, 因此

$$H_c + \frac{1}{2}w_e^2 = H_e,$$

所以

$$w_e = \sqrt{2(H_c - H_e)}. \quad (2.8)$$

公式(2.8)没有作理想气体的假设,故具有一般性,对于一般的气体可以应用。

为了便于进一步计算,我们将首先对理想气体进行计算,于是作如下的假设:

(1) 燃烧生成物在整个发动机内其成分是均匀不变的。

(2) 因为燃烧温度很高(2200—3300°C), 燃气的情况远在它们临界区以外,所以性质与理想气体很相近,遵循理想气体定律,并且假设定容比热和定压比热都是常数,对这种理想气体来说

$$pV = RT, \quad (2.9)$$

那么依照公式(2.5)当 V 不变的时候,即当 $dV = 0$ 时

$$\left(\frac{\partial q}{\partial T}\right)_V = \left(\frac{dE}{dT}\right).$$

其中下标 V 是指容积不变, 而 $\left(\frac{\partial q}{\partial T}\right)_V$ 正是定容比热的定义, 即在容积不变条件下, 单位质量的气体, 每提高温度一度所需的热量 (机械单位), 所以 $\left(\frac{dE}{dT}\right) = C_V$. 而我們如果象通常那样, 把内能的标定点放在绝对零度, 即当 $T = 0^\circ\text{K}$ 时, $E = 0$, 那么由于假设 C_V 是常数, 故

$$E = C_V T. \quad (2.10)$$

当 p 不变的时候, $dp = 0$, 故公式 (2.5) 给出

$$\left(\frac{\partial q}{\partial T}\right)_p = \frac{dH}{dT},$$

其中下标 p 是指压力不变, 而 $\left(\frac{\partial q}{\partial T}\right)_p$ 正是定压比热的定义, 即在压力不变的条件下, 每单位质量气体, 每提高一度温度所需的热量 (机械单位), 所以 $\frac{dH}{dT} = C_p$. 而由于假设 C_p 是常数

$$H = C_p T; \quad (2.11)$$

而

$$C_p - C_V = \frac{dH}{dT} - \frac{dE}{dT} = \frac{d(E + pV)}{dT} - \frac{dE}{dT},$$

即

$$C_p - C_V = \frac{d(pV)}{dT}.$$

所以依照理想气体的物态方程 (2.9) 得

$$C_p - C_V = R. \quad (2.12)$$

其实公式 (2.12) 的推导并没有引用比热不变的假设, 所以它对于变比热的理想气体也是正确的. 两个比热的比一般叫做绝热指数,

$$\frac{C_p}{C_V} = k. \quad (2.13)$$

所以引入理想气体定律后, 燃气的焓等于定压比热乘以温度

$$H_c = C_p T_c,$$

$$H_c = C_p T_c.$$

公式 (2.7) 变成:

$$w_c = \sqrt{2C_p(T_c - T_e)} = \sqrt{2C_p T_c \left(1 - \frac{T_e}{T_c}\right)}. \quad (2.14)$$

現在的問題是：溫度比 $\frac{T_e}{T_c}$ 一般不是設計所規定的，規定的是膨脹壓力比 $\frac{p_e}{p_c}$ ，如何把

$\frac{T_e}{T_c}$ 和 $\frac{p_e}{p_c}$ 聯繫起來？這就要求我們研究噴管中氣體流動的過程。但是我們以前說過：

过程是可以作為絕熱的。嚴格說來，氣體在噴管中流動，對管壁有些摩擦，摩擦把機械能變成熱能，所以氣體除了膨脹作功之外，還得對摩擦作功。但另一方面又吸收摩擦所生的熱，這是氣體內部所生的熱，不是管壁上傳進來的。但是由於摩擦力很小，這些效果在噴管的整個過程中不占重要部分，可以略去不計。所以整個过程不但沒有外部加熱，也沒有內部加熱。不計摩擦效果的理想絕熱过程稱為等熵过程。

這樣叫的理由是因為，熵 s 的定義是 $ds = \frac{dq}{T}$ ，等熵就是說在過程中熵沒有變化，

$ds = \frac{dq}{T} = 0$ 。對理想氣體來說，如果 $dq = 0$ ，那麼(2.5)式可以寫成

$$\begin{aligned} 0 &= dE + pdV = C_v dT + pdV = \frac{C_v}{R} d(RT) + pdV \\ &= \frac{1}{k-1} (pdV + Vdp) + pdV, \end{aligned}$$

或寫作

$$0 = k \frac{dV}{V} + \frac{dp}{p}. \quad (2.15)$$

積分後即得：

$$pV^k = \text{常數}. \quad (2.16)$$

因此如果下標 1 及 2 代表等熵過程中的兩點，其壓力及容積分別為 $p_1, V_1; p_2, V_2$ ；那麼

$$\frac{p_1}{p_2} = \left(\frac{V_2}{V_1} \right)^k. \quad (2.17)$$

如果代入物態方程(2.9)

$$\frac{T_2}{T_1} = \left(\frac{p_2}{p_1} \right)^{\frac{k-1}{k}}. \quad (2.18)$$

於是公式(2.14)變成

$$w_e = \sqrt{2C_p T_c \left[1 - \left(\frac{p_e}{p_c} \right)^{\frac{k-1}{k}} \right]}. \quad (2.19)$$

因為

$$C_p = kC_v = \frac{kC_v}{C_p - C_v} (C_p - C_v) = \frac{k}{k-1} R,$$

而如果 \mathfrak{M} 是燃气的平均分子量, 那么气体常数

$$R = \frac{\bar{R}}{\mathfrak{M}},$$

其中 \bar{R} 是普适常数 (为一公斤克分子任何一种气体或任何一种气体混合物的通用气体常数), 以功的单位表示:

$$\begin{aligned}\bar{R} &= 8.314 \times 10^7 \text{ 尔格/克分子} \cdot \text{度} \\ &= 8.31 \text{ 焦耳/克分子} \cdot \text{度} \\ &= 848 \text{ 公斤} \cdot \text{米/公斤克分子} \cdot \text{度};\end{aligned}$$

以热量单位表示:

$$\bar{R} = 1.986 \text{ 大卡/公斤克分子} \cdot \text{度}.$$

那么公式(2.19)可以写作

$$w_c = \sqrt{\frac{2k}{k-1} \frac{\bar{R}}{\mathfrak{M}} T_c} \sqrt{1 - \left(\frac{p_e}{p_c}\right)^{\frac{k-1}{k}}}. \quad (2.20)$$

此式即为理想喷管喷出速度的计算公式.

当在真空的条件下, 即出口压力 $p_e = 0$, 喷气速度达到最大值, 这时气体的温度及焓降低到零

$$T_e = T_c \left(\frac{p_e}{p_c}\right)^{\frac{k-1}{k}} \rightarrow 0,$$

也就是分子不规则运动的能量全部变成气流有组织运动的动能. 喷出速度达到最大值 w_{max} 的计算公式为

$$w_{max} = \sqrt{2C_p T_c} = \sqrt{\frac{2k}{k-1} \frac{\bar{R}}{\mathfrak{M}} T_c}, \quad (2.21)$$

所以

$$w_e = w_{max} \sqrt{1 - \left(\frac{p_e}{p_c}\right)^{\frac{k-1}{k}}}. \quad (2.22)$$

而实际上, 射流速度不可能达到最大值, 因为喷管出口的压力及温度的降低永远是有限值. 但是我们仍希望, 出口压力 p_e 越小燃烧室压力 p_c 越高越好, 即使比值 p_e/p_c 越小越好. 这可以从提高燃烧室压力来降低比值, 但固体火箭发动机燃烧室压力有限制, 压力太高, 结构重量会增大, 推进剂燃烧速度也会太大, 所以一般在 35 到 45 个大气压. 而液体火箭发动机燃烧室的压力, 受涡轮泵及结构重量的限制, 一般在

40 到 70 个大气压。故一般比值 p_0/p_c 的变化范围为 $\frac{1}{10} \sim \frac{1}{60}$ 或 $\frac{1}{70}$ ，所以想从提高 $\sqrt{1 - \left(\frac{p_c}{p_0}\right)^{\frac{k-1}{k}}}$ 項的值来增加噴气速度是有限的。另外可从 $\sqrt{\frac{2k}{k-1}}$ 項来看，由于 k 值取决于气体的結構組成和温度，它随温度的上升而下降。对于单原子气体而言，具有最大的值， $k = 1.67$ ，对双原子气体可由在低温下的 1.4 到高温下的 1.28 之間变化。多原子气体值更小，一般高温气体 $k = 1.25$ 到 1.3 之間变化。因此 k 值的变化范围不大，所以 k 值的变化对噴气速度的影响也很小。要想提高噴气速度主要依赖于提高燃烧終了时的温度 T_c ，和降低燃气的平均分子量，即使 T_c/M 的比值提高。由于提高温度和降低分子量有时是互相矛盾的，如以液氢液氧发动机为例，当想提高燃烧温度时，可以增加氧量使其在接近于水的組成，即二个氢原子、一个氧原子的条件下燃烧，但这时因为氧的分子量大，由于氧的增加使其燃气混合物的平均分子量跟随增加了，反而不好。故受到两者的限制，只能是采取使总的效果 T_c/M 之比值增加的办法来提高噴气速度。一般是取选择推进剂使其 T_c 上升，而不要使燃气的平均分子量增加。其結果使其噴射速度增加。

§ 2.6 噴管的形状

由于噴射速度很高，一般在噴管出口达到了超声速，而在燃烧終了时的速度一般是低于声速，即亚声速。所謂声速是指：气体中不均匀性或干扰在介质中的传播速度。不仅仅指人的耳朵能感觉到的波动如声音，而且也包括頻率已超过听觉范围以外的气体波动。其声速的数学表示式可以作如下的推导。

由于不动的气体受到冲击后，气体被压缩，波以 v 的速度从左向右传播。为了把它变成一个定常化的問題，使其不随時間而变化，故使我們跟随波一起以速度 v 移动，我們站在波上来看，对于单位面积而言可以写出：

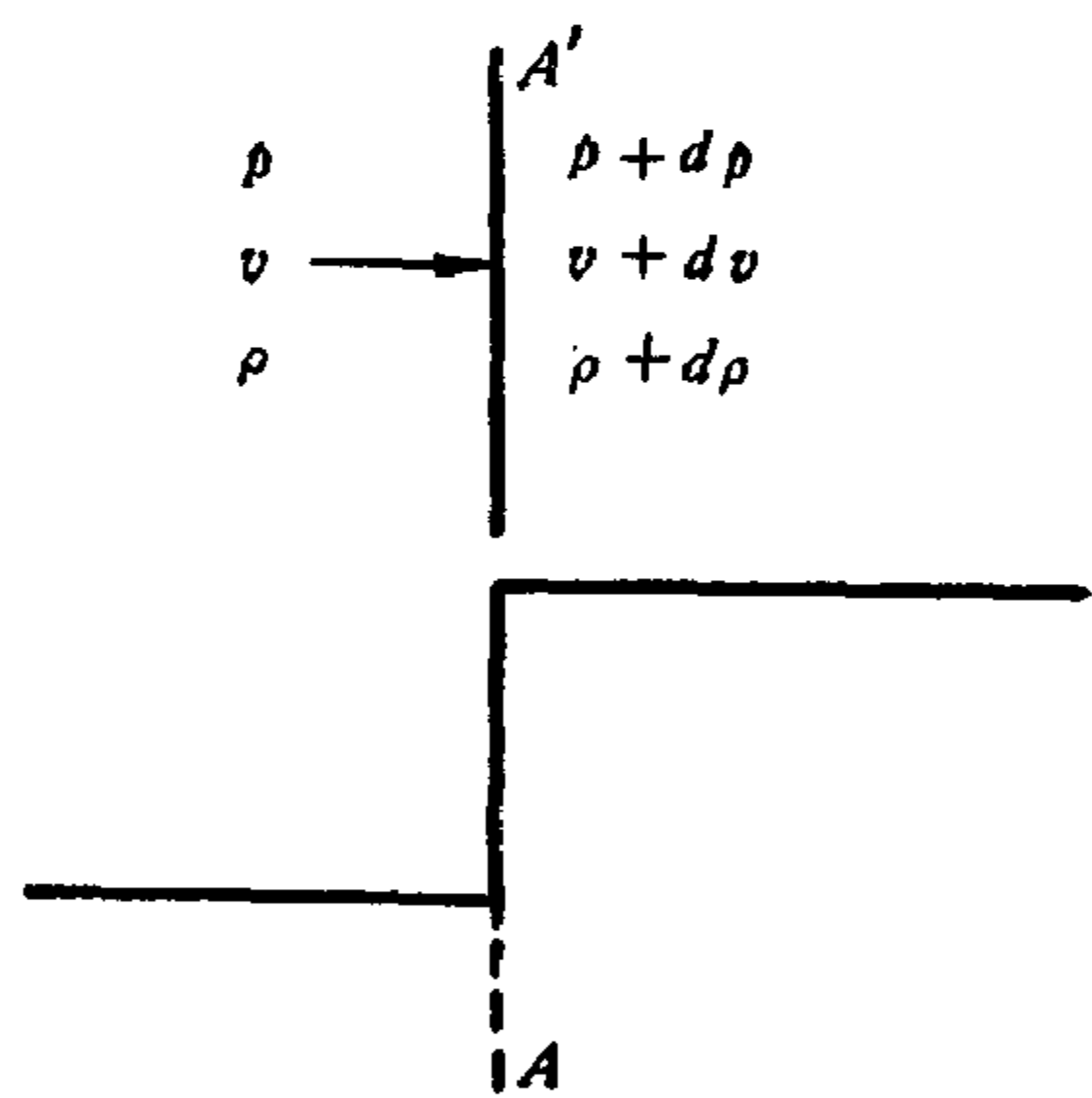


图 2.8 在气体中干扰的传播

連續方程 表示了物質不灭的关系，流进 $A'A$ 面的質量等于流出的質量（看图 2.8），沒有消失也沒有堆积

$$1 \cdot \rho v = 1 \cdot (\rho + d\rho)(dv + v),$$

略去二次微分項

$$v d\rho + \rho dv = 0.$$

动量方程 动量的变化等于压力的作用。对于单位面积而言

$$(\rho + d\rho)(v + dv)^2 - \rho v \cdot v = [p - (p + dp)],$$

展开得:

$$v^2 d\rho + 2\rho v dv = -dp,$$

或

$$-v^2 d\rho + 2v^2 d\rho + 2\rho v dv = -dp,$$

也就是

$$-v^2 d\rho + 2v(v d\rho + \rho dv) = -dp.$$

以連續方程的結果代入則得:

$$-v^2 d\rho = -dp,$$

所以

$$v^2 = \frac{dp}{d\rho}.$$

我們所計算的速度 v , 实际上就是一个小的压力变化的传播速度, 即声速 a , 所以

$$a = \sqrt{\frac{dp}{d\rho}}. \quad (2.23)$$

因为气体在迅速地压缩和膨胀时, 气体来不及热交换, 所以波传播的气体压缩过程为絕热等熵过程。那么根据(2.15)式

$$\frac{dp}{d\rho} = \frac{k p}{\rho},$$

$$a = \sqrt{\frac{dp}{d\rho}} = \sqrt{\frac{k p}{\rho}};$$

根据状态方程 $p = \rho R T$, 所以

$$a = \sqrt{\frac{k \rho R T}{\rho}} = \sqrt{k R T} = \sqrt{k \frac{\bar{R}}{M} \cdot T}. \quad (2.24)$$

公式(2.24)与实验很符合, 说明了气体中的声速与压力和密度的绝对值无关, 而与它们的比值有关, 即与温度有关。

但是如何能够使燃烧終了的燃气速度达到声速, 甚至超过声速呢? 这里应用了几何噴管, 即拉瓦尔噴管, 可以使亚声速气流变成超声速气流。其作用原理分析如下: 这里同样假设为理想气体, 同时是稳定的一维气体流动, 即空间每一点的气体参数如速度、压力、温度、密度, 不随时间而变。速度为一常数等于軸心的速度, 忽略了

变截面而产生的向轴心和离轴心的径向流动。因此流量方程为

$$\rho w A = \text{常数}, \quad (2.25)$$

取对数

$$\ln(\rho w A) = \ln(\text{常数});$$

即

$$\ln \rho + \ln w + \ln A = \ln(\text{常数}).$$

微分得:

$$\frac{d\rho}{\rho} + \frac{dw}{w} + \frac{dA}{A} = 0.$$

重新排列后得:

$$\frac{dA}{A} = -\frac{dw}{w} - \frac{d\rho}{\rho} = -\frac{dw}{w} - \frac{d\rho}{dp} \cdot \frac{dp}{\rho}.$$

因为

$$w dw = -\frac{dp}{\rho},$$

而马赫数为

$$M = \frac{w}{a},$$

所以

$$\begin{aligned} \frac{dA}{A} &= -\frac{dw}{w} + \frac{d\rho}{dp} w dw = -\frac{dw}{w} + \frac{d\rho}{dp} w^2 \frac{dw}{w} \\ &= -\frac{dw}{w} \left(1 - \frac{d\rho}{dp} w^2\right) = -\frac{dw}{w} \left(1 - \frac{w^2}{a^2}\right); \end{aligned}$$

故

$$\frac{dA}{A} = \frac{dw}{w} (M^2 - 1). \quad (2.26)$$

从方程(2.26)可以看出,拉瓦尔喷管完全是由于截面的变化而引起的速度变化,没有热量变化,与外界也没有热及机械功的交换,也没有摩擦的存在,故叫做几何喷管。

当气流加速时: $\frac{dw}{w} > 0$, 管截面按照公式(2.26)的变化为

$w < a$, 则 $\frac{dA}{A} < 0$ (收缩)即对亚声速气流一般缩小截面就可提高速度;

$w = a$, 则 $\frac{dA}{A} = 0$ 喉部截面;

$w > a$, 则 $\frac{dA}{A} > 0$ (扩散)即对超声速的气流,要想增加速度必须扩大截面,

應該注意到：在喉部截面附近，气流对管横截面的变化是十分敏感的，例如由 $M = 0.9$ 变到 $M = 1$ 产生 10% 的速度变化，而截面积的变化则为 1%；但从 $M = 0.95$ 到 $M = 1$ 则截面积只要变 0.25%。所以，由于这个原因要在直管里保持相当长的一段临界状态是极难的。必須要收縮与扩张两部分来組成。而在噴管最窄处的气体速度恰等于声速即 $M = 1$ 。

由以上分析看来，我們在超声速噴管中要达到最大的速度就要求气体完全膨胀到 $p_c = 0$ 。这时依照公式 (2.25) 噴管出口截面积会无限的增加，也就增加了噴管的尺寸及重量。因此，最大速度 w_{max} 是不可能达到的，不能够單純的追求最大速度，必須与发动机噴管的合理尺寸及重量联系起来考虑。而火箭发动机噴管的几何尺寸，取决于喉部截面和出口截面之面积比，因此我們要对膨胀比进行計算。

設： p_c, w_c, A_c 分別为噴管出口处的压力、速度、面积； p^*, A^*, w^* 分別为噴管喉部截面的密度、面积、速度； p_c, T_c, ρ_c 分別为燃烧室的压力、温度、密度。

質量守恆方程即公式 (2.25) 得到

$$\rho^* w^* A^* = A_c w_c \rho_c,$$

$$\frac{A_c}{A^*} = \left(\frac{\rho^*}{\rho_c} \right) \left(\frac{w^*}{w_c} \right);$$

而根据公式 (2.22)

$$w^* = w_{max} \sqrt{1 - \left(\frac{p^*}{p_c} \right)^{\frac{k-1}{k}}},$$

$$w_c = w_{max} \sqrt{1 - \left(\frac{p_c}{p_c} \right)^{\frac{k-1}{k}}};$$

所以

$$\frac{A_c}{A^*} = \left(\frac{p^*}{p_c} \right)^{\frac{1}{k}} \left(\frac{1 - \left(\frac{p^*}{p_c} \right)^{\frac{k-1}{k}}}{1 - \left(\frac{p_c}{p_c} \right)^{\frac{k-1}{k}}} \right)^{\frac{1}{2}} = \left(\frac{p^*}{p_c} \cdot \frac{p_c}{p_c} \right)^{\frac{1}{k}} \left(\frac{1 - \left(\frac{p^*}{p_c} \right)^{\frac{k-1}{k}}}{1 - \left(\frac{p_c}{p_c} \right)^{\frac{k-1}{k}}} \right)^{\frac{1}{2}}.$$

如果我們认为燃烧室的压力是相应于 $w_c = 0$ 时的压力，又是理想气体，那么燃烧室出口与喉部截面处的能量恆守方程可写成

$$H_c = H^* + \frac{1}{2} w^{*2},$$

$$C_p T_c = C_p T^* + \frac{1}{2} w^{*2};$$

喉部截面的速度等于声速 $w^{*2} = a^{*2} = k \frac{p^*}{\rho^*}$, 所以

$$C_p T_c = C_p T^* + \frac{k}{2} \frac{p^*}{\rho^*}.$$

用 $C_p T_c$ 除以上方程得

$$1 = \frac{T^*}{T_c} + \frac{k}{2} \frac{p^*}{\rho^*} \frac{1}{C_p T_c},$$

即

$$1 = \frac{T^*}{T_c} + \frac{k}{2} \left(\frac{p^*}{p_c} \cdot \frac{\rho_c}{\rho^*} \right) \frac{p_c}{\rho_c} \frac{1}{C_p} \cdot \frac{\rho_c R}{p_c},$$

$$1 = \frac{T^*}{T_c} + \frac{k}{2} \left(\frac{p^*}{p_c} \cdot \frac{\rho_c}{\rho^*} \right) \frac{k-1}{k},$$

$$\begin{aligned} 1 &= \left(\frac{p^*}{p_c} \right)^{\frac{k-1}{k}} + \frac{k-1}{2} \left[\frac{p^*}{p_c} \cdot \left(\frac{p_c}{p^*} \right)^{\frac{1}{k}} \right] = \left(\frac{p^*}{p_c} \right)^{\frac{k-1}{k}} + \frac{k-1}{2} \left(\frac{p^*}{p_c} \right)^{\frac{k-1}{k}} \\ &= \left(\frac{p^*}{p_c} \right)^{\frac{k-1}{k}} \left\{ 1 + \frac{k-1}{2} \right\} = \left(\frac{p^*}{p_c} \right)^{\frac{k-1}{k}} \left(\frac{k+1}{2} \right), \end{aligned}$$

所以

$$\left(\frac{p^*}{p_c} \right)^{\frac{k-1}{k}} = \frac{2}{k+1}; \quad (2.27)$$

$$\left(\frac{p^*}{p_c} \right)^{\frac{1}{k}} = \left(\frac{2}{k+1} \right)^{\frac{1}{k-1}}. \quad (2.28)$$

把以上两个结果代入面积比的公式则得

$$\frac{A_c}{A^*} = \left(\frac{2}{k+1} \right)^{\frac{1}{k-1}} \left(\frac{p_c}{p^*} \right)^{\frac{1}{k}} \left\{ \frac{1 - \frac{2}{k+1}}{1 - \left(\frac{p_c}{p^*} \right)^{\frac{k-1}{k}}} \right\}^{\frac{1}{2}},$$

或简化成

$$\frac{A_c}{A^*} = \left(\frac{2}{k+1} \right)^{\frac{1}{k-1}} \cdot \sqrt{\frac{k-1}{k+1}} \cdot \frac{\left(\frac{p_c}{p^*} \right)^{\frac{1}{k}}}{\sqrt{1 - \left(\frac{p_c}{p^*} \right)^{\frac{k-1}{k}}}}. \quad (2.29)$$

公式 (2.29) 对于一个不变的绝热指数 k 而言, $\frac{p_c}{p^*}$ 仅与面积比有关. 公式也可以用来

计算任意一截面 A_x 上的气体参数. 用 A_x 替换 A_c , p_x 替换 p_c , 由 $\frac{A_x}{A^*}$ 求出 $\frac{p_x}{p^*}$, 再由

绝热方程用 $\frac{p_x}{p^*}$ 求出其他的参数. 此公式也可以应用在喷管的亚声速和超声速部分,

因此我們可以用公式(2.29)来确定噴管全长上气流参数的变化。如果在一定的燃烧室条件下,噴管喉部的尺寸不变,外界压力也不变,根据詳細計算的結果,最大的推力是发生在 $p_e = p_a$ (p_a 为周围大气的压力) 时,其面积比即膨胀比为

$$\frac{A_e}{A^*} = \left(\frac{2}{k+1}\right)^{\frac{1}{k-1}} \cdot \sqrt{\frac{k-1}{k+1}} \cdot \frac{\left(\frac{p_c}{p_a}\right)^{\frac{1}{k}}}{\sqrt{1 - \left(\frac{p_a}{p_c}\right)^{\frac{k-1}{k}}}}. \quad (2.30)$$

§ 2.7 推 力 系 数

上一节的計算明确了发动机的一个重要的相对尺寸膨胀比,但是还没有能給出計算绝对尺寸的公式。給出这样的公式就是本节的目的。这个公式就是推力系数 C_T 的公式,其定义为

$$C_T = \frac{T}{p_c A^*}. \quad (2.31)$$

它的用处是:在知道了推力的要求之后,决定了燃烧室压力 p_c ,就能用 C_T 倒算噴管喉部的尺寸,燃烧室和整个噴管的尺寸也就依此而定。

由公式(2.4),我們得到:

$$T = \rho_c A_e w_e^2 + A_e(p_e - p_a);$$

因此

$$\begin{aligned} C_T &= \frac{T}{p_c A^*} = \frac{\rho_c A_e w_e^2}{p_c A^*} + \frac{p_e - p_a}{p_c} \cdot \frac{A_e}{A^*} \\ &= \frac{A_e}{A^*} \left\{ \frac{\rho_c}{p_c} \cdot 2C_p T_c \left[1 - \left(\frac{p_e}{p_c}\right)^{\frac{k-1}{k}} \right] + \frac{p_e}{p_c} - \frac{p_a}{p_c} \right\} \\ &= \frac{A_e}{A^*} \left\{ \frac{\rho_c}{p_c} \cdot \frac{2kR}{k-1} \cdot \frac{p_c}{\rho_c \cdot R} \left[1 - \left(\frac{p_e}{p_c}\right)^{\frac{k-1}{k}} \right] + \frac{p_e}{p_c} - \frac{p_a}{p_c} \right\} \\ &= \frac{A_e}{A^*} \left\{ \frac{2k}{k-1} \cdot \frac{\rho_c}{\rho_c} \left[1 - \left(\frac{p_e}{p_c}\right)^{\frac{k-1}{k}} \right] + \frac{p_e}{p_c} - \frac{p_a}{p_c} \right\} \\ &= \frac{A_e}{A^*} \left\{ \frac{2k}{k-1} \left(\frac{p_c}{p_e}\right)^{-\frac{1}{k}} \left[1 - \left(\frac{p_e}{p_c}\right)^{\frac{k-1}{k}} \right] + \frac{p_e}{p_c} - \frac{p_a}{p_c} \right\}. \end{aligned}$$

公式(2.29)代入上式得:

$$C_T = \left(\frac{2}{k+1}\right)^{\frac{1}{k-1}} \sqrt{\frac{k-1}{k+1}} \left\{ \frac{2k}{k-1} \sqrt{1 - \left(\frac{p_e}{p_c}\right)^{\frac{k-1}{k}}} + \frac{\left(\frac{p_c}{p_e}\right)^{\frac{1}{k}}}{\sqrt{1 - \left(\frac{p_e}{p_c}\right)^{\frac{k-1}{k}}}} \left(\frac{p_e}{p_c} - \frac{p_a}{p_c}\right) \right\},$$

或

$$C_T = \left(\frac{2}{k+1}\right)^{\frac{1}{k-1}} \cdot \sqrt{\frac{k-1}{k+1}} \left\{ \frac{2k}{k-1} \sqrt{1 - \left(\frac{p_e}{p_c}\right)^{\frac{k-1}{k}}} + \frac{\left(\frac{p_e}{p_c}\right)^{\frac{k-1}{k}} \left(1 - \frac{p_a}{p_e}\right)}{\sqrt{1 - \left(\frac{p_e}{p_c}\right)^{\frac{k-1}{k}}}} \right\}. \quad (2.32)$$

公式(2.32)是在理想气体及喷管中无热交换即等熵情况下,所得的推力系数的理论计算公式。图2.9及图2.10给出了推力系数在一定的绝热指数下,不同的面积比、压力比的情况下变化的理论计算结果。我们看到推力系数 C_T 一般是介于1与2之间的数值,也就是说,推力要比燃烧室压力 p_c 与喷管喉部截面之乘积大些,但不会大太多。这是一个值得记住的重要关系。

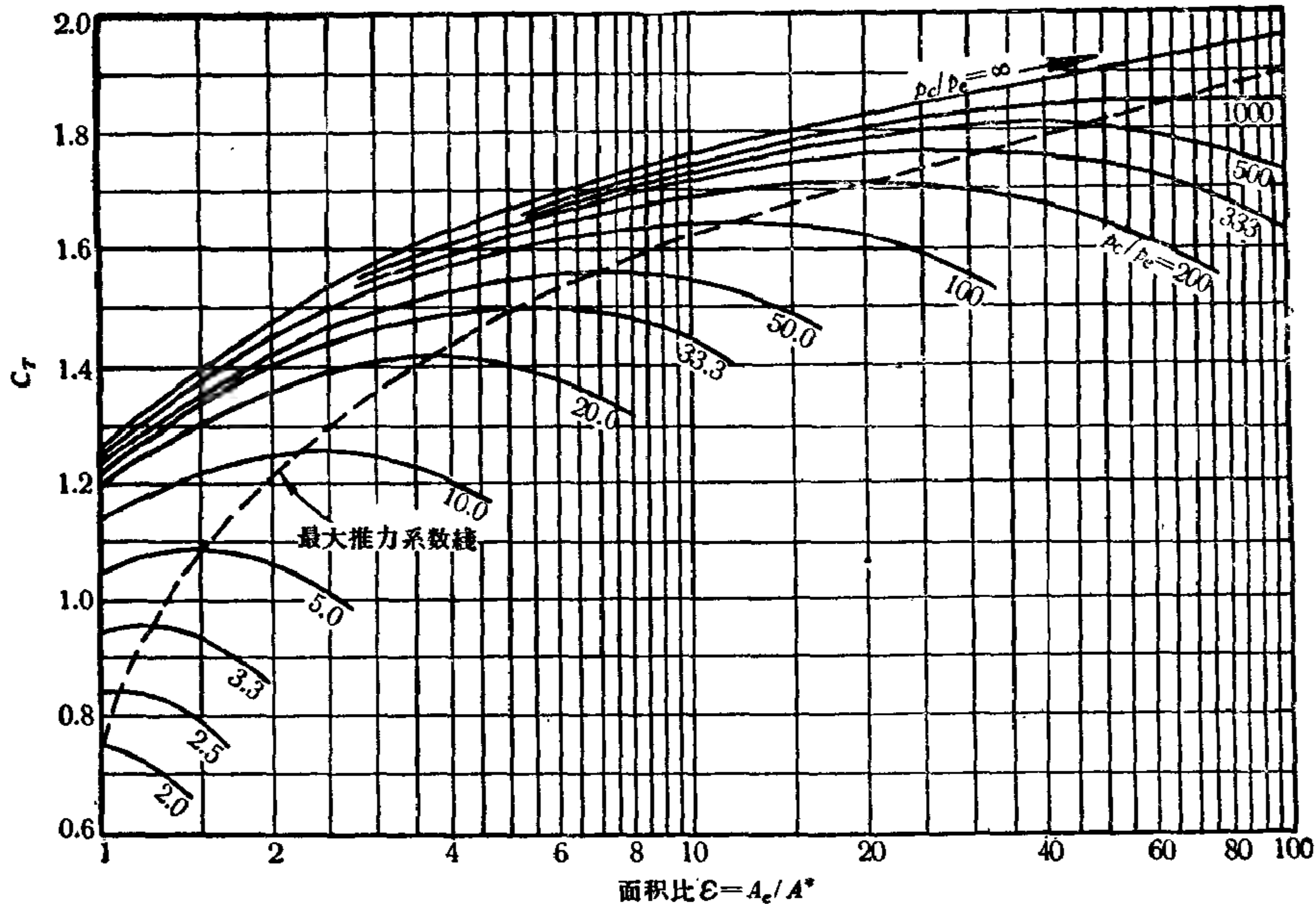


图2.9 推力系数 C_T 与面积比 ε 的关系曲线 ($k = 1.20$)

从图2.9及图2.10可看出,在固定的压力比 p_c/p_e 时,有一个最好的膨胀比,即推力系数为最大的那一个点。当气体出口压力 $p_e > p_a$ (外界大气压力)时,产生膨胀不足的情况,即出口截面积 A_e 还不够大,喷出后仍继续膨胀。当 $p_e < p_a$ 时,即喷管出口压力低于周围的大气压力,产生过膨胀。在发动机的流量一定的情况下,选择推力系数 C_T 最大即 $p_e = p_a$ 时的膨胀比,得到一个最大的有效喷气速度。

当过膨胀太大时,气流和喷管壁发生分离,喷管中未被气体充满,喷管尾端就有一部分未被利用。情况和我们在上段计算所假设的不一样,实际推力系数并不是那

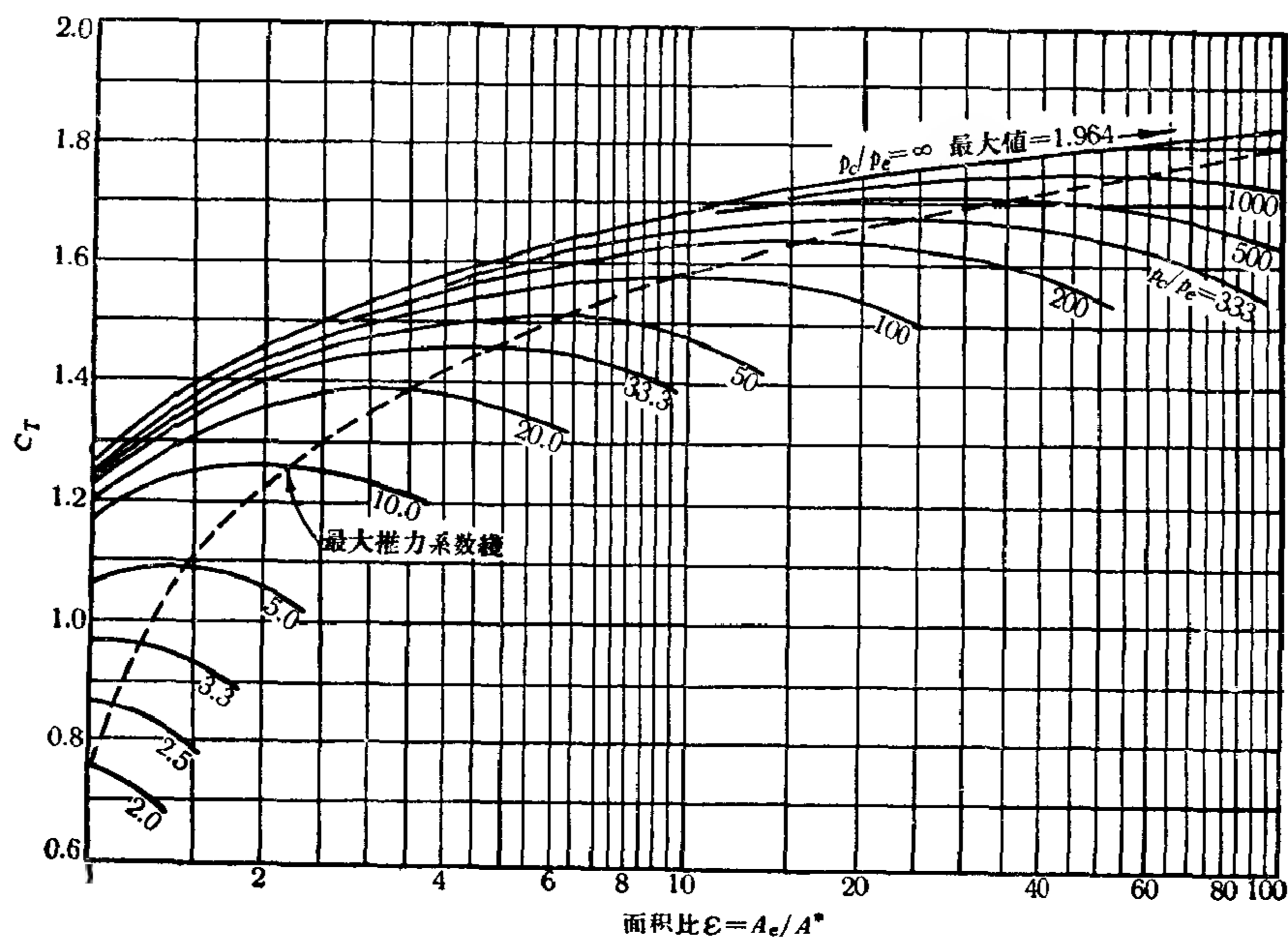


图 2.10 推力系数 C_T 与面积比 ε 的关系曲线 ($k = 1.30$)

么小,但总比 $p_c = p_a$ 的情况要小。因此运载火箭的喷管一般设计的条件是:在地面时使 $p_c < p_a$, 在高空时 p_a 降低,使 $p_c > p_a$ 。不是光适应高空情况,而是使喷管在地面时发生气流分离,在高空时产生膨胀不足,这样做也可以使喷管短小些,节省一些重量。当推力系数 C_T 定了之后,我们就可以从设计所需要的推力及选定的燃烧室压力 p_c 来确定喷管喉部的尺寸。

§ 2.8 比 冲

比冲 I_s 是火箭发动机最重要的性能参量之一,也叫比推力。它相当于火箭发动机每秒消耗一公斤推进剂(包括燃料和氧化剂)所发出的推力 T , 如果 G (公斤/秒)为发动机推进剂的重量流量; c (米/秒)为有效喷气速度,是把速度推力和静压力推力在计算上统一起来的一个相当速度,那么

$$I_s = \frac{T}{G} = \frac{\text{推力(公斤)}}{\text{推进剂的消耗量(公斤/秒)}} = \frac{\dot{m}c}{\dot{m}g} = \frac{c}{g} \text{ (秒)}. \quad (2.33)$$

按照公式(2.4)

$$T = \dot{m}w_e + A_e(p_c - p_a);$$

所以

$$I_s = \frac{G}{Gg} w_e + \frac{A_e}{G} (p_c - p_a);$$

也就是

$$I_s = \frac{w_e}{g} + \frac{A_e}{G} (p_e - p_a), \quad (2.34)$$

当

$$p_e = p_a, \quad I_s = \frac{w_e}{g}. \quad (2.35)$$

从公式(2.33)看到为获得一定推力,当比冲越大时,则所需要消耗的推进剂就越少,故比冲越大越好。比冲在很大程度上取决于推进剂的种类,而对于每一种推进剂来说,它又取决于燃烧室内工作过程组织的质量。因比冲大致与喷气速度成正比,所以通常可以用喷气速度的大小来说明一发动机和推进剂的优劣。液体发动机的有效喷气速度一般为2200—2700米/秒,比冲 $I_s = 220$ 到270秒;固体发动机的有效喷气速度没有液体发动机那么高,一般在2400米/秒以下,比冲 I_s 约为240秒。

以上计算为燃烧室比冲,而发动机比冲应把输送推进剂所消耗的能量或者推进剂加进去,如涡轮泵的小燃烧室消耗2—3%推进剂使总的比冲降低2—3%。

§ 2.9 更准确的计算

从整个计算来看,都是在理想条件下进行的。即假设没有热交换没有摩擦存在的等熵过程,燃气遵循着理想气体定律,定压比热 C_p 是一个不变的数值。而实际上 C_p 是一个变数;因燃气在喷管里膨胀时压力降很大,从几十倍到几百倍,与此同时燃气的温度也跟随下降,故认为 C_p 不变是不对的,必须用变比热的方法具体计算 C_p 的变化。另一方面因压力和温度的变化,喷管内的化学平衡也跟随变化,所以燃气成分也变化了。自然的趋势是倾向于平衡,但要看在当时的温度和压力下倾向于平衡的速度大小。由于喷气速度很大,变化的时间很短,是否能达到平衡由具体情况而定。一般是取两个极端情况进行计算;一个是冻结法,即是认为在喷管里成分不变来计算。另一个是平衡法,即在每一个截面在当时的温度和压力下,反应都是处于平衡状态。这套计算虽复杂但已较成熟,用电子计算机已可以解决。图2.11及图2.12是假设 $p_a \cong 0$ 用液氧煤油发动机所作的计算结果。我们看出有一个最佳的混合比,即氧化剂重量与燃料重量之比,在那儿比冲最大。但另一方面比冲与混合比的关系也并不是一个急剧变化的关系,在最佳混合比附近,即使混合比有些偏差对比冲的影响也不大。

实际过程是在两种情况之间,那么是不是就可以认为实际的比冲或推力系数就真是介乎理论计算的冻结流与平衡流之间呢?这里我们必须看到在以前各节的理论

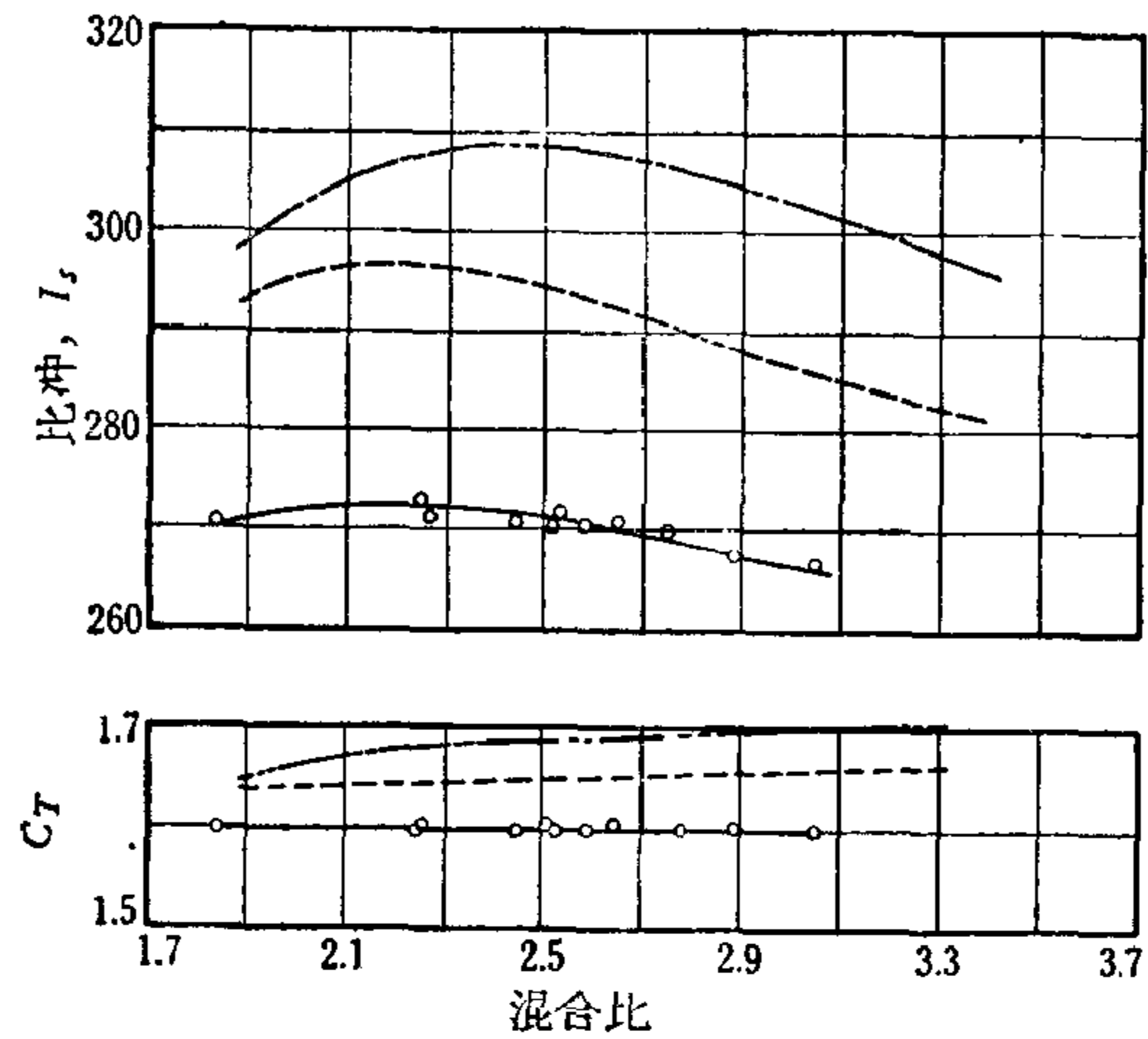


图 2.11 当 $A_e/A_t = 5.49$; $p_c = 42.2$ 大气压; $p_a = 0$ 时用
JP-4 煤油及液氧为推进剂的火箭发动机的实验及理论性能
— · — · — 平衡流计算值; — — — 冻结流计算值; — 实验值。

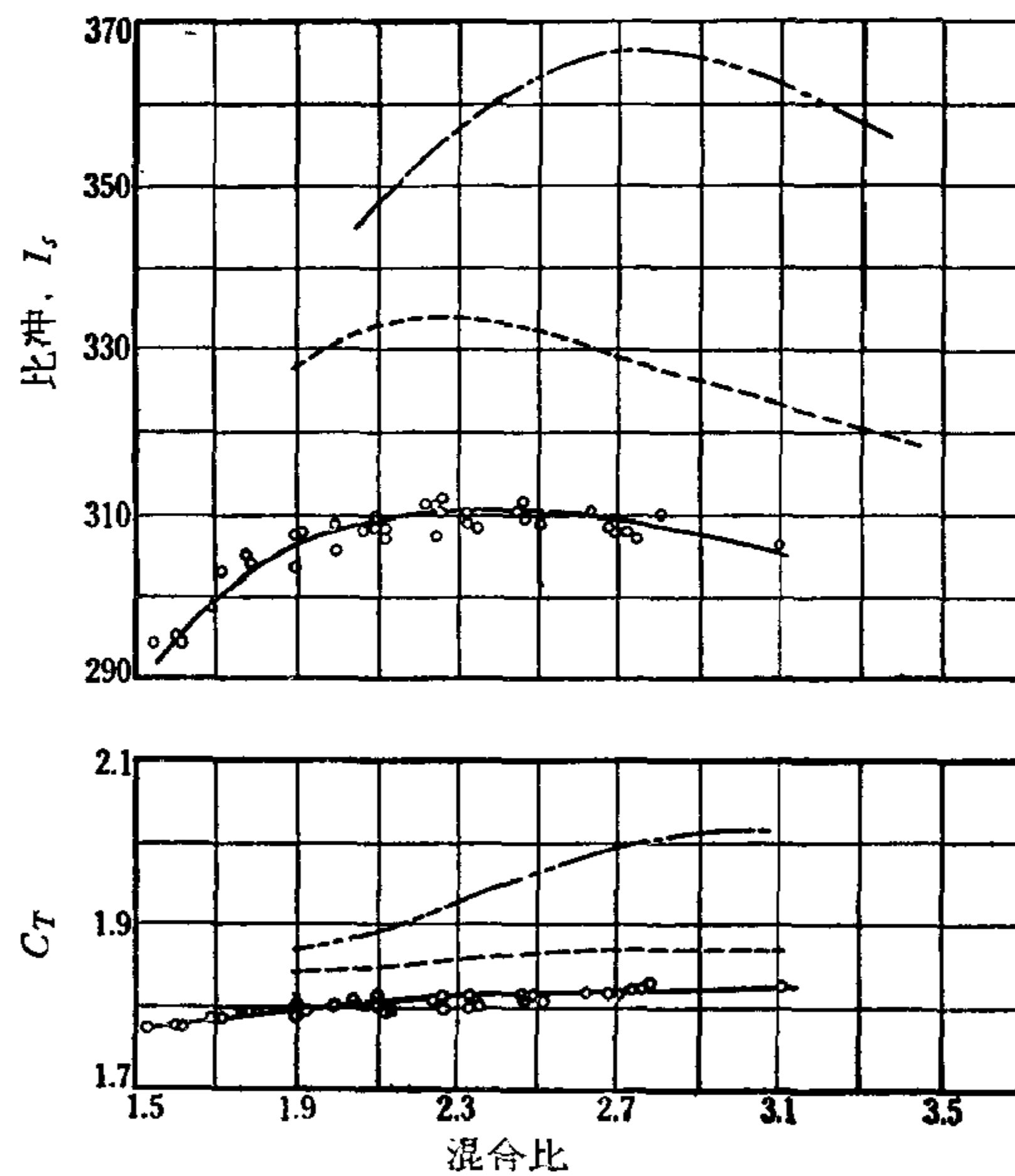


图 2.12 当 $A_e/A_t = 48.39$; $p_c = 42.2$ 大气压; $p_a = 0$ 时用
JP-4 煤油及液氧为推进剂的火箭发动机的实验及理论性能
— · — · — 平衡流计算值; — — — 冻结流计算值; — 实验值。

计算中, 我们引入了各种简化假设, 以上所说的改进并没有把所有这些缺点都改正, 而其中由于气流与喷管摩擦及冷却喷管所引起的效果是主要的。结果是冻结流及平衡流之平均值还比实验结果大些; 一般实验比冲是理论比冲的平均数值的 92% 至

95%，而实验的推力系数为理论推力系数平均值的 95% 至 97%。这还没有把涡轮泵所耗费的工质计算在内，如果计算在内，将再把比冲降低 2—3%，则全发动机的实际比冲一般为理论平均值的 90—93%。只要知道这些差别，用电子计算机算出来的冻结流和平衡流数据，仍然是选择各种推进剂和预测新发动机设计性能的重要根据。

我们在这里也必须说：我们在上面所说的喷气速度或比冲的理论计算，与有些书（特别是旧的火箭技术书）中的理论计算是毫无相同之处的。那些不正确的计算中，没有考虑燃烧的化学平衡，也没有考虑喷管的绝热膨胀过程，而只是把在测定热值的仪器中燃料在标准条件下所产生的热作为推进剂的能量，算出每单位质量推进剂的能量；又说这能量全部转化为动能，而用动能公式去求喷气速度。这种理论喷气速度和由此而计算出来的比冲比较，我们所说的正确计算要高得多，一般多出 40—50%，是完全不可靠的。如果在热力学数据不足的情况下，要想对一种新的推进剂组合作一个初步估算，那也必须把在测定热值的仪器中量出每单位质量推进剂的热量乘上 $1/2$ ，即假设只有一半的热能变成动能，从这来计算喷气速度及比冲。但即使这样作也是很不准的，只是一个估算。

第三章 火箭发动机的技术实现

§ 3.1 液体推进剂的性能

推进剂是火箭发动机的能源及工质，它由燃料和氧化剂组成。液体推进剂是指所用的燃料和氧化剂为液体，固体推进剂是指所用的燃料和氧化剂为固体。

液体推进剂一般有单元推进剂和双元推进剂。而三元推进剂的使用还未成功。单元推进剂是指本身含有燃料和氧化剂；它可以是几种化合物的混合物（如 H_2O_2 与 $\text{C}_2\text{H}_5\text{OH}$ 混合），也可以是一种化合物（如硝基甲烷）。其特征在平常条件下是稳定的，在加热和加压时便分解产生热的气体。因为只有一个组分，所以输送系统较简单。但是单元推进剂也可以看作是一种液体炸药，总有些不稳定，比较危险，而且比冲较小，所以不常用。另外是双元推进剂，指燃料和氧化剂在喷入燃烧室前不混合，是目前使用最成功的推进剂。它又分自燃和非自燃两类推进剂。用双元推进剂时要考虑如何选定混合比，使其具有最大的比冲量。

推进剂的性能与液体火箭发动机的性能及结构有密切的关系，应选择良好的推进剂，使火箭在最小的重量时，能达到规定的飞行高度和射程；同时还应该保证火箭在不同条件下工作的可靠性。在下面我们将列举一些液体火箭发动机推进剂在一定条件的理论计算值（各种推进剂的物理化学性质可参看表 3.14 及表 3.15）。

其理论计算的条件是：（1）燃烧室压力 $p_c = 70.308$ 大气压；（2）喷管出口的压力等于大气压 $p_e = 1.0335$ 大气压；（3）燃烧在最佳混合比下进行。混合比是指氧化剂与燃料的重量比，即与单位重量燃料混合的氧化剂的重量。所谓最佳混合比是指：理论上能得到最大比冲时的混合比。最高比冲取决于燃烧室温度和燃气平均分子量的比值的最大值。有时宁愿稍降低一些燃气温度，而仍倾向于减少燃气平均分子量，来提高比冲。

表 3.1 给出的是推进剂的理论计算性能。表上所写出比冲乘密度项的意义如下：

$$\text{比冲} \times \text{密度} = \frac{\text{公斤}}{\text{公斤/秒}} \cdot \text{公斤/升} = \frac{\text{公斤}}{\text{升/秒}}$$

可称为体积比冲，它表示了比冲与推进剂贮箱的尺寸的关系。如果单从高比冲出发不与推进剂的密度综合考虑，有时就可能出现虽然推进剂的比冲高，但因密度很低，

表 3.1 可貯存的液体推进剂的理論(平衡流)計算性能

氧化剂	燃料	比冲* (秒)	氧化剂与燃料的重量比	密度 (克/厘米 ³)	密度比冲 (公斤/升/秒)
N ₂ O ₄	肼	291	1.35	1.21	354
	甲肼	288	2.17	1.19	343
	偏二甲肼	286	2.59	1.17	335
	偏二甲肼及二乙三胺混合物**	282	2.74	1.21	341
	二乙三胺	278	2.85	1.27	352
	B ₅ H ₉	296	2.95	1.08	318
紅发烟硝酸	肼	278	1.52	1.28	357
	偏二甲肼	272	3.15	1.27	345
	偏二甲肼及二乙三胺混合物**	268	3.26	1.31	351
最大密度的发烟硝酸	甲肼	280	2.40	1.30	364
	偏二甲肼	278	2.93	1.28	355
	偏二甲肼及二乙三胺混合物**	275	2.98	1.32	364
	二乙三胺	270	3.14	1.39	376
	B ₅ H ₉	294	2.80	1.14	336
混合氮氧化物, 含 15%NO 及 85% N ₂ O ₄	甲肼	290	2.20	1.18	341
	偏二甲肼	288	2.64	1.16	332
	偏二甲肼及二乙三胺混合物**	286	2.90	1.20	342
	B ₅ H ₉	302	3.06	1.07	322
H ₂ O ₂ , 98%	肼	285	2.00	1.25	356
	B ₅ H ₉	312	2.00	0.996	311
	煙代硼烷	294	1.85	1.13	331
	甲肼	290	2.20	1.18	341
	偏二甲肼	288	2.64	1.16	332
ClF ₃	肼	292	2.79	1.49	436
	甲肼	283	2.96	1.43	404
	偏二甲肼	279	2.97	1.37	382
	偏二甲肼及二乙三胺混合物**	275	2.95	1.41	388
	二乙三胺	267	2.93	1.47	393
	B ₅ H ₉	288	7.1	1.47	423
ClF ₃ + ClO ₃ F ^{70/30} _{65/35}	甲肼	289	3.28	1.38	398
	偏二甲肼	288	3.70	1.34	386
BrF ₃	肼	244	3.35	1.86	455
	甲肼	235	3.60	1.77	415
	偏二甲肼	231	3.68	1.70	392
	二乙三胺	220	3.68	1.84	404
	B ₅ H ₉	246	11.45	1.99	489
N ₂ H ₄	B ₅ H ₉	329	1.27	0.789	260

* 燃烧室压力 $p_c = 70.308$ 大气压; 排气压力 $p_e = p_a = 1.0335$ 大气压。

** 这是含 60% 的偏二甲肼和 40% 二乙三胺的混合物, 是美国在发射“探险者”时用来代替酒精的燃料。

使推进剂的貯箱很大,增加了火箭的重量,其最終的綜合效果不会很好。所以体积比冲是一个設計的参考值,也就是要求把比冲和密度一起考虑来选择推进剂。

从表 3.1 我們可以看到,所列出的都是适应于貯存的理想推进剂。都分別具有比冲高、体积密度大、适于应用各种材料、燃烧稳定、自燃(一些用 H_2O_2 的推进剂組合除外)、液态温度范围寬、粘度低、具有化学稳定性、传热性較好、蒸汽压低、具有热稳定性的特征等。另外几个突出点是:从比冲来看一般的推进剂組合都在 270—280 秒左右,而硼烷 B_5H_9 不論在那一种氧化剂里燃烧其比冲都是最高的,甚至超过 300 秒。还可看到氟化溴 BrF_3 与燃料組合的比冲較低,但是它的密度尤其是体积比冲是最高。表中最后一組推进剂与一般的推进剂不同,它是以肼 N_2H_4 作为氧化剂,而燃料是硼烷 B_5H_9 ;它們組合燃烧是形成氮化硼和氫。氫降低了燃气的平均分子量,使其比冲很高。这是用氮作氧化元素的一种新型推进剂。

表 3.2 用液化气为氧化剂的液体推进剂的計算性能

氧 化 剂	燃 料	比 冲* (秒)		燃烧溫度** (°K)
		冻 結 流	平 衡 流	
O_2	RP-1 煤油	286	300	3,672
	NH_3	285	294	3,089
	偏二甲肼	295	310	3,574
	N_2H_4	301	313	3,400
	乙醇, 92.5%	274	287	3,389
	H_2	388	391	2,997
	二乙三胺	289	295	3,350
F_2	N_2H_4	334	363	4,542
	NH_3	330	357	
	H_2	398	410	
	Li (估計)	352	382	
	二乙三胺	322	330	
四氟化肼 N_2F_4	N_2H_4	311	332	4,431
	H_2	326	357	—
	NH_3	306	325	—
	偏二甲肼	286	316	—
	JP-4	277	297	—

* 燃烧室压力 $p_c = 70.308$ 大气压,排气压力 $p_e = p_a = 1.0335$ 大气压。

** 相应于平衡流比冲的燃烧溫度。

表 3.2 是另一类推进剂的理論計算性能。它們都用液化气体作氧化剂,因为它們的临界溫度都低于室温,所以不能长期貯放在沒有特殊隔热措施的貯箱中。也就

是不能貯放在运载火箭内,必須在发射时临时加注。其实不但是临时加注,而且当火箭在发射台上加注液氧后直到发动机点火前一瞬間,还必須不断地添补,以抵消在推进剂箱中的挥发損耗,这就給发射过程带来了一些困难。但是这类推进剂的比冲一般比在表 3.1 中所列出的一类推进剂要高,所以低温氧化剂的推进剂是星际航行运载火箭的主要推进剂。

§ 3.2 液体推进剂的选择

选择推进剂对于火箭发动机的設計及工作性能有很密切的关系。从工程技术上面看,选择推进剂要考虑很多方面的因素。但是在星际航行里,对于最低几級的运载火箭而言,选择推进剂最主要的指标是推进剂在发动机燃烧室中燃烧时要具有最大的比冲;而其他的因素是次要的。但其他的因素是仍然存在甚至在一定时期起决定性的作用,然而总是去努力解决其他次要的因素,以求最終能取得最大的比冲。这里的道理可以从齐奥尔科夫斯基公式看出:比冲增加也即是增加了噴气速度,在一定最終速度的要求下可以降低質量比 $M_{(1)}/M_{(2)}$,即降低了运载火箭的起飞重量,这是非常有利的。但是高比冲并非是唯一考虑的因素,因此除了主要指标以外,还应该考虑下列几点:

腐蝕性要小甚至沒有腐蝕性 如果选择了具有腐蝕性的推进剂,一則是使其必須选择質量高、价貴而重的不銹鋼材料,因而增加了发动机的成本、重量和制造上的困难,同时由于腐蝕性的存在而使发动机工作不稳定。例如:管路、閥門和离心泵的軸承如果被腐蝕,会使供应調节系統失灵,这就破坏了发动机的正常工作。又如:当噴嘴的噴孔被腐蝕后,使其噴孔变形,尺寸变化,改变了推进剂的流量和混合比,不能保証发动机正常安全的运行。所以要求腐蝕性愈小愈好,沒有腐蝕性更好。如果腐蝕性所带来的問題不能解决,那怕是比冲再高的推进剂也无法使用。如液氟 F_2 是一个氧化性強、燃烧比冲高的良好氧化剂,但是因为它的腐蝕性很大,目前还没有完全解决抗氟的腐蝕性的問題,所以还不能在实际上使用。

沒有毒性和极小毒性 如果在液体火箭发动机中,使用对人有毒的推进剂时,就使这种液体火箭发动机的使用很困难。如液氟,从劳动保护的角度来看,空气中最大允許的含量为二百万分之一,多了就中毒。另外过氯酸酐 ClO_3F 在空气中允許的浓度为百万分之三到百万分之四十。五硼烷 B_5H_9 也有毒,在空气中的允許浓度百万分之几的范围内。偏二甲肼 $(CH_3)_2N \cdot NH_2$ 也有毒。由于不能保証絕對不出任何事故,而在大推力的发动机試驗里,如果一出事故就是上吨的推进剂流出;当它具有

強烈的毒性时,所产生的后果是极其严重的,甚至会发生人身事故。所以,在使用有毒的推进剂时,一定要有了严密的安全保护措施后才能使用。而且在使用时必须严格遵守各种安全技术规程来进行工作。当然毒性不是絕對不能解决的問題,但是在沒有完善的防护、急救及治疗措施之前,是不能大量使用的。

要有现实性 新的推进剂的使用,必須在使用前要充分的掌握它的各种性能,熟悉它的使用条件。如对一定的推进剂要用什么型式的噴嘴最好,它的貯存及运输情况如何等等性能都需要有一定时间来熟悉,不断积累一整套实践經驗。对于一个設計工程师來說,只有这样他才能够使用它来进行設計。

推进剂的生产能力及生产成本問題 实际上是推进剂的資源是否丰富,以及推进剂的生产工艺过程是否經濟合理的問題。如果各种性能都很好,而来源不丰富,又不能大量生产,其生产成本又高,这样的情况,再好性能的推进剂也不能大量使用。例如:五硼烷 B_5H_9 就是这个原因沒有被利用。因为火箭发动机的推进剂消耗是大量的,所以必須考虑产量和成本問題。

总的說来,对推进剂的要求主要指标是具有高的比冲量,但在一定情况下还应考虑其他的因素;如从使用观点出发,应要求无腐蝕、无毒、物理性質稳定、冰点低(即能适应在寒冷条件下的飞行)、比重大、蒸汽压低等等要求。如从簡化发动机的結構以及使发动机工作可靠的角度出发,还提出要实现可靠的散热,要求推进剂的比热大,或者是推进剂其中之任一組元的比热要大,冷却效果好。粘度要小,使輸送系統的阻力小。从燃烧起动来看,燃烧速度要快,点火時間要短,燃烧时不发生有害的振动等等。这些要求在具体使用时,在得到高比冲的情况下,綜合平衡其他的因素来选定发动机的推进剂。

目前使用最多的燃料有四种:乙醇(酒精)、煤油、胺基有机化合物和液氫。其中液氫是不适于貯存,准备时要不断地加注的一类型燃料。从实用的观点来看,液氧及煤油組合推进剂应用較广;因为液氧及煤油的来源較广、生产量大、成本低、无毒而比冲也較高。但是对于大推力的发动机而言,倾向于使用液氫及液氧組合推进剂。因为液氧是含有 100% 的氧化元素,氧化力强。故在近代氧化剂中,由氧組合的推进剂热值最高。所以液氫及液氧組合推进剂的燃烧性能很好,比冲高而燃烧室温度不高,这是因为燃气的平均分子量小的原故。同时氫和氧无毒性、无腐蝕性,而来源較广。氧可以由分离空气而得,氫是化工生产的大量中間产品(如合成氨),由液化后就可得液氫。这些生产过程及經驗都是比較成熟的。所以应用液氫及液氧組合推进剂愈来愈显得重要了。缺点是氫的比重小,它所需的貯箱尺寸要大,使其重量增加了。另一

方面液氢的温度很低(沸点是 -252.7°C), 给选择贮箱材料带来了困难。所以使用液氢、液氧组合的推进剂必须要解决超低温技术的问题。但这是可以解决的。

表 3.1 列出的其他推进剂的组合, 其使用的可能性还是很大的。当在推力不大, 而且要求在高空点火的发动机上, 即可在第二级或第三级使用。因为表 3.1 所列出的除了 H_2O_2 之外, 其他都是能自燃的推进剂组合, 即不需要点火设备能自行燃烧。这种推进剂尤其是在高空更加显示出它的优越性。如美国的第一级火箭发动机“雷神”是使用液氧及煤油, “宇宙神”也是使用液氧及煤油。而第二级是使用的红发烟硝酸组合的自燃推进剂。

§ 3.3 几种液体火箭发动机

为了对液体火箭发动机的结构及其工作性能有具体的了解和概念, 因此在这里我们举出下面几种液体火箭发动机为例子。

(1) V-2 液体火箭发动机

V-2 液体火箭发动机的工作性能参数参看表 3.3, 其燃烧室结构见图 3.1。它的动力装置是比较典型的, 是早期使用液氧及酒精组合推进剂和具有大推力的液体火箭发动机。采用了球形燃烧室(见图 3.1); 球形燃烧室的优点是在相同的燃烧室表面积下, 可以有较大的燃烧室容积, 并且重量轻而强度高。燃烧室壁由薄钢板焊接而成

表 3.3 V-2 火箭的发动机性能

地面推力	27.2 吨
地面比冲	218 秒
燃烧室重	550 公斤
涡轮泵系统重	450 公斤
涡轮: 每分钟转数	5,000 转
在 5000 转/分时的功率	675 马力
工作压力	21 大气压
背压	1.1 大气压
蒸汽流量	1.68 公斤/秒
平均工作时间	70 秒
总的可能工作时间	100 秒
液氧泵: 在 5000 转/分时的排量	75 公斤/秒
功率	320 马力
出口压力	24 大气压
酒精泵: 在 5000 转/分时的排量	50 公斤/秒
功率	355 马力
出口压力	25 大气压

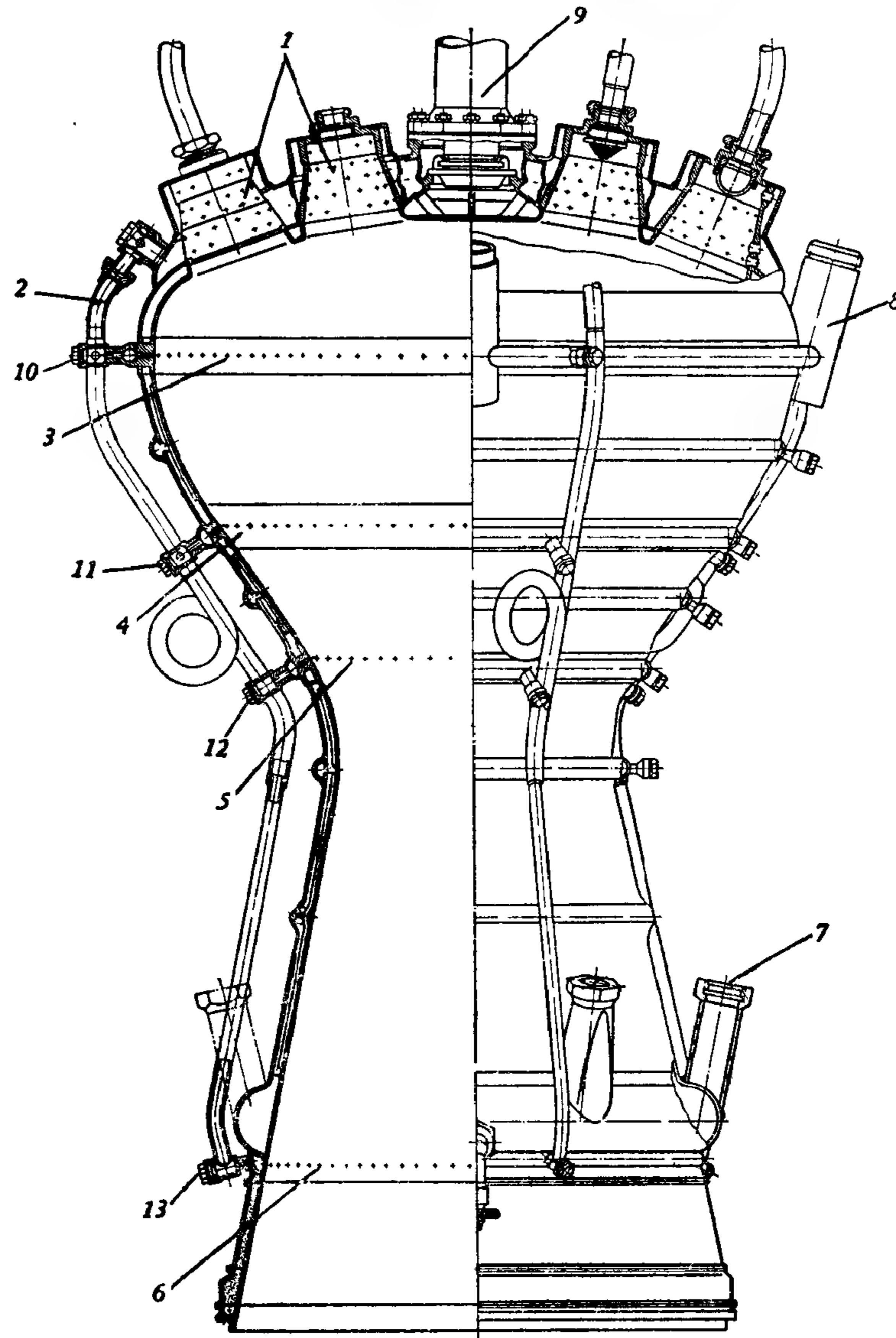


图 3.1 V-2 火箭发动机燃烧室结构

- 1——前室； 2——导管； 3, 4, 5, 6——外冷却喷油孔；
 7——酒精入口； 8——将推力传给弹体的承力接头；
 9——液氧主活门； 10, 11, 12, 13——辅助冷却带。

球形。由于钢的传热性不好，故燃烧室同时采用了内冷却和外冷却。内冷却是酒精由喷管下部短管 7 进入冷却夹套，将燃烧室内部的热量带走，然后经燃料阀 9 的下腔进入喷嘴。外冷却是采用了薄膜冷却的方法。所谓薄膜冷却是将少量的燃料、氧化剂或惰性液体（V-2 是用酒精），从上腔流入输送管道经过 10、11、12、13 用低速喷

入；在燃烧室内壁上形成一层薄膜，使内壁与燃烧室内高温区域隔绝，并通过酒精的蒸发吸收热量，使燃烧室内壁的温度降低到酒精的沸点以下。外冷却的孔共五排，其中第二排孔4，因在起动时氧化剂易进入，故在起动前用纸贴上，或者用易熔金属堵塞住，以避免氧化剂进入后与酒精接触，而在冷却夹套里燃烧。这只要保持1—2秒的时间，使其氧化剂不进入就行了。当发动机起动后，由于酒精泵开始工作，压力升高后立刻就把纸吹掉了。如果用易熔金属，当燃烧室的温度不断升高后，金属就被熔化而被吹跑了，酒精即可喷入。另外，为了加强冷却，使燃烧室头部最边上一圈的喷头在富燃料情况下工作，这样可以降低靠近燃烧室内壁的燃气温度，从而也就降低了内壁所承受的温度。

燃烧室头部由18个预燃室(即前室)组成，18个预燃室排成两圈，外圈12个，内圈6个。采用前室的目的是为了安置更多的推进剂喷嘴，每个前室设有从中间进入的液氧和从周围进入的酒精喷嘴(包含有直射式和离心式喷嘴)。V-2中吹动涡轮转动的工作气体是蒸汽；蒸汽由 H_2O_2 在高锰酸钠 NaMnO_4 催化剂的作用下，在燃气发生器里分解而得。

它的点火装置是采用了火焰筒点火的方式，如图3.2。因为发动机的流量很大易吹灭，故就采用了焰火点火装置；由支架、安装盘和传爆管组成。是固定在发射台上，可以旋转。在起动前将点火装置放入燃烧室中，将传爆管中的火药用电火花点燃，这时在燃烧室内旋转，喷出的火焰将燃烧室内加温至 $2,000^\circ\text{C}$ 左右，这样推进剂进入燃烧室后，即可点火燃烧，逐渐地增加推力，达到所要求的负荷。当火箭起飞以后点火装置仍留在地面。

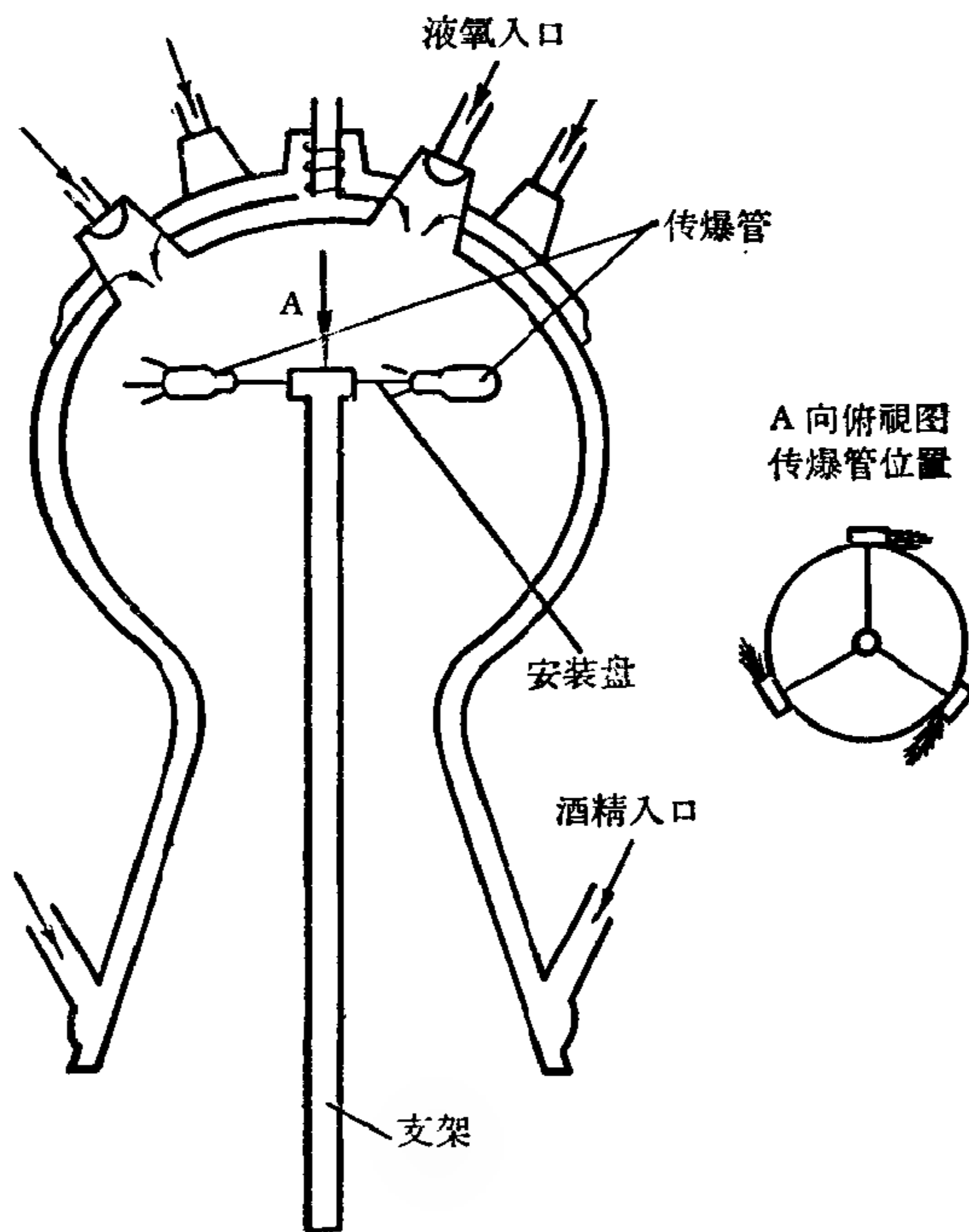


图3.2 V-2火箭发动机的点火装置

(2) H-1型液体火箭发动机

H-1型液体火箭发动机，是由美国“北美航空公司 Rocketdyne 分公司”制造。单

台发动机已經試驗成功,但实际使用时将把八台发动机联合起来作为“土星”計劃的一級运载火箭,这目前尚在試驗阶段。单台发动机的主要数据見表 3.4。

表 3.4 H-1 型发动机的主要数据

地面推力	85 吨
海平面比冲	255 秒
推进剂	液氧及 RP-1 型煤油
工作時間	120 秒
噴管膨胀比	8:1
噴管出口气体速度	2,550 米/秒
燃烧室溫度	2,750°C
总空重	635 公斤
发动机的长度	2,438 毫米
最大寬度(包括渦輪泵)	1,524 毫米
渦輪功率	3,000 馬力
渦輪轉速	32,000 轉/分
減速齒輪箱传动比	4.88:1
泵加速所需時間	約 0.45 秒
液氧泵流量	12,000 升/分
液氧泵工作溫度	-181°C
煤油泵流量	8,000 升/分
煤油泵出口压力	56—70 大气压
单位重量推力	134 公斤/公斤

H-1 型液体火箭发动机的主要部件有 燃烧室、燃气发生器、自燃点火剂容器、渦

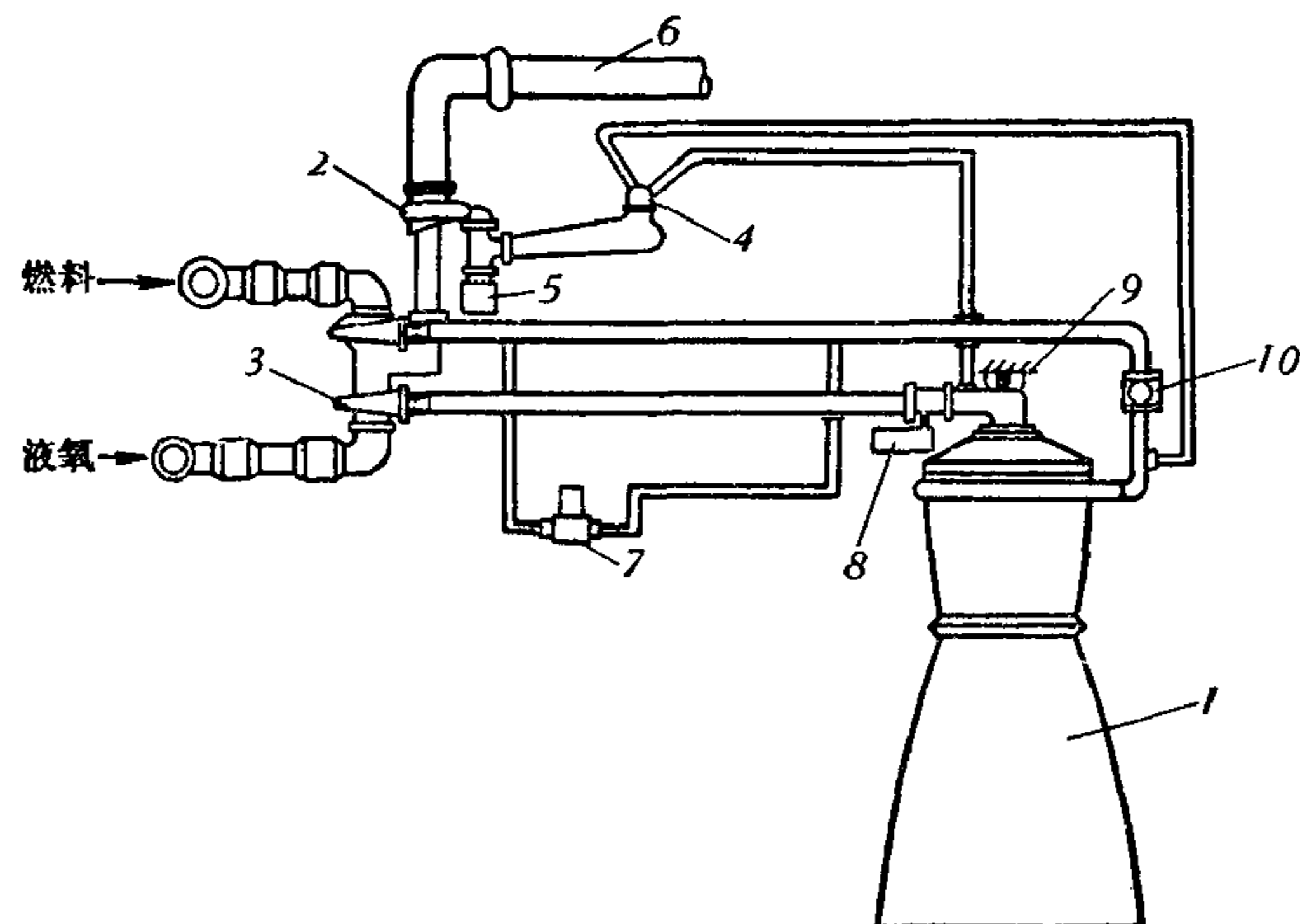


图 3.3 H-1 发动机的系統图

- 1——推力室； 2——渦輪； 3——泵； 4——燃气发生器； 5——
渦輪起動器； 6——渦輪排气管； 7——煤油和添加剂混合器；
8——液氧主活門； 9——常平座； 10——煤油主活門。

輪泵組、火葯起動器、控制活門等。其流程原理見圖 3.3，其外形見圖 3.4。

燃燒室組件由燃燒室、噴注器和液氧匯流器等幾部分組成。燃燒室由許多楔形斷面的鎳管排列在芯軸上，然後經鈎焊而成。管子外部用鋼帶箍緊。為了適應熱交換特性和燃燒室外形的要求，鎳管的斷面形狀在各處也不完全相同。在燃燒室頂端的斷面近似於圓形，往下到噴管喉部斷面形狀變窄而且變高，這時冷卻劑流速最大，最高熱交換速度達 $98 \text{ 卡/厘米}^2 \cdot \text{秒}$ 。再往下又逐漸變寬，在噴管出口處達到極限。燃燒室採用了再生冷卻，所謂的再生冷卻是指冷卻劑在固定的冷卻道里流動，冷卻液



圖 3.4 86 噸推力發動機的外形；

右面的是 H-1 發動機，左面的是其前身 S-3D 發動機。
H-1 發動機比 S-3D 發動機改進得更緊湊，更簡單可靠。

所吸收的热量没有浪费,而是增加了推进剂在进入喷嘴前的能量,这就叫再生冷却。大部分用液体推进剂的火箭发动机都采用这种冷却方式。由于镍管的传热效果很好,所以没有辅助冷却。H-1型发动机里是用煤油作为冷却剂。煤油从燃烧室顶部钢制的环形分配歧管进来,沿着镍管向下流到喷嘴口的环形回流歧管,然后回头流到燃烧室顶部的环形汇流歧管,最后从喷嘴进入燃烧室。经过这一循环,虽然燃烧室温度高达 $3,100^{\circ}\text{C}$,但煤油的温度升高不会超过 37°C 。燃烧室头部有许多重迭的钢带加强,钢带上焊有安装其他部件用的法兰盘和装配件。

喷嘴轮廓为钟形,外部也有若干个钢环箍紧。

燃烧室顶部有一个平板型的喷嘴器,上面有一系列同心的环形管道,其中液氧管道与煤油管道相间配置。管上有许多斜孔喷嘴,两种液体喷出后,互相撞击形成均匀混合的喷雾。发动机采用三乙基铝 $\text{Al}(\text{C}_2\text{H}_5)_3$ 自燃液体点火。点火用的自燃液体导管与主煤油管隔开,自燃液体从喷嘴器最外层的一个环形管上的喷嘴喷出。

涡轮泵组包括一个两级的涡轮,两台离心泵和一个齿轮箱。其数据见表3.4。涡轮用火药起动器起动以后,再由燃气发生器供给动力(燃气发生器是使用发动机的推进剂,采用富燃料混合比燃烧,控制温度在 650°C 以下)。由于涡轮泵起动后,使煤油具有一定的压力,从液氧主活门进入,经过一系列传动机构,接通了液氧管。与此同时,煤油进入三乙基铝的容器内。三乙基铝受压后推开一薄膜活门,进入喷嘴器,从喷嘴器最外圈的喷嘴喷入燃烧室。在燃烧室里三乙基铝与液氧混合立即着火,形成空心的锥形火焰。涡轮继续加速,燃料主活门被推开,大量煤油进入燃烧室,开始猛

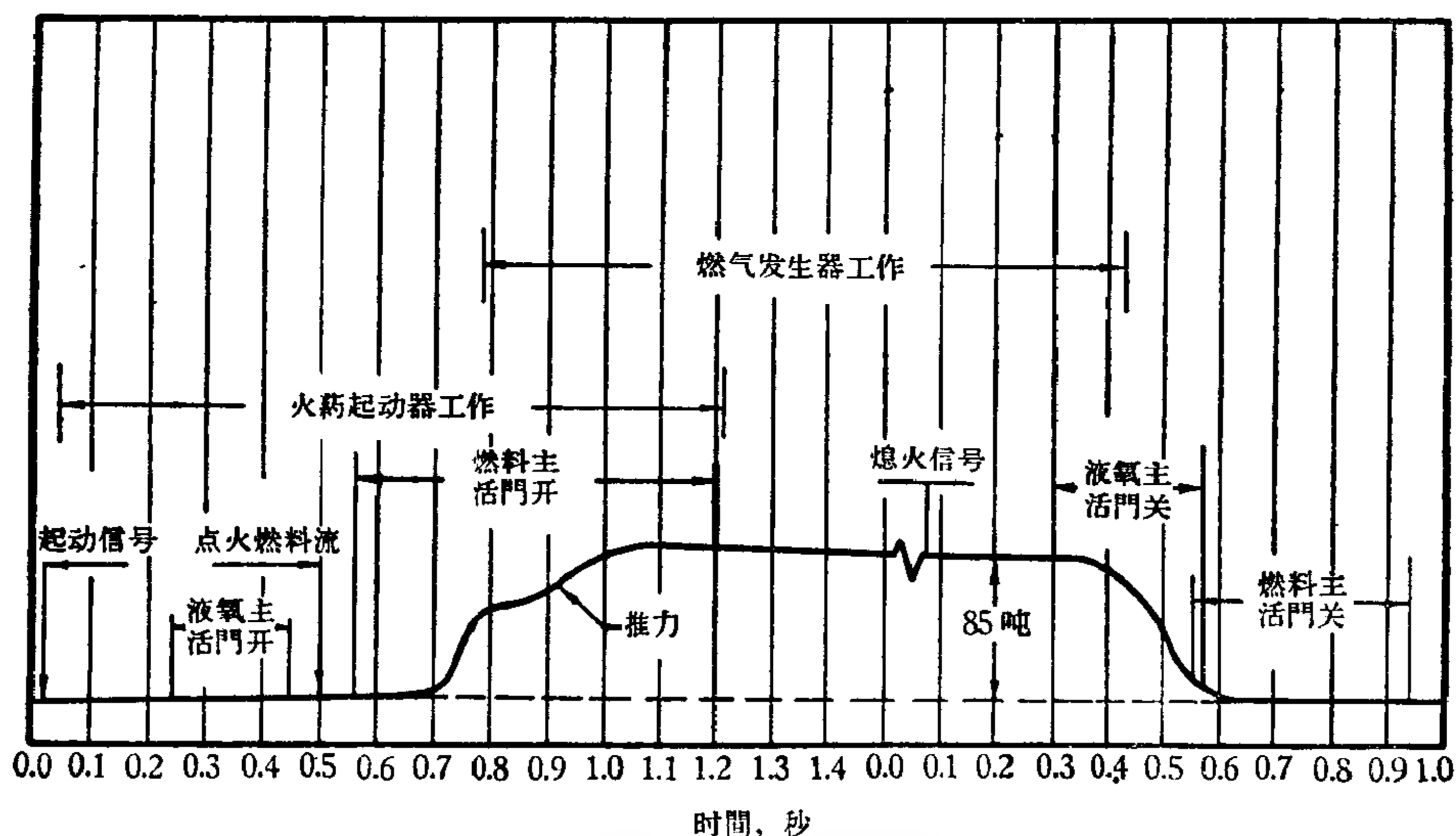


图 3.5 H-1 发动机的工作特性曲线

烈的燃烧,这时发动机起动过程完成,逐渐达到正常运转。起动过程及停火过程见图 3.5。我们注意到整个起动时间只有一秒钟,从而可以体会到采用自动起动系统及自动程序控制的必要。如果 H-1 型发动机在高空工作时,推力将增加到 97 吨,而比冲上升到 290 秒。比冲和推力随高度的变化可参见图 3.6。

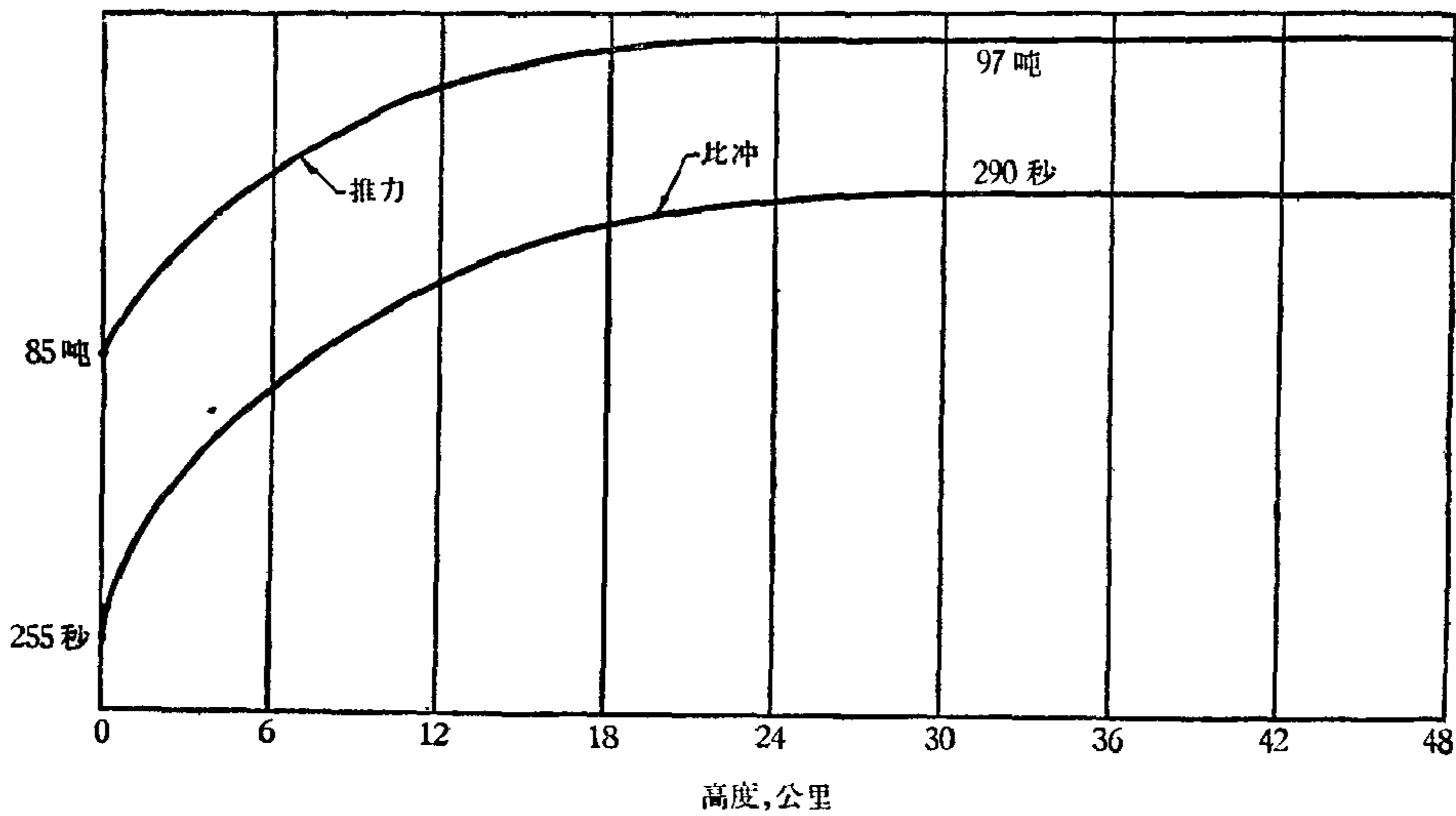


图 3.6 H-1 型火箭发动机的推力及比冲与高度的关系

(3) F-1 型液体火箭发动机

F-1 型液体火箭发动机也是由美国“北美航空公司 Rocketdyne 分公司”制造(图

表 3.5 F-1 型发动机的主要数据

推力	680 吨
比冲	—
推进剂	液氧 RP-1 煤油
推进剂流量:	
液氧	约 2 吨/秒
RP-1 煤油	约 1 吨/秒
燃烧室直径	1 米
喷管出口直径	3 米
全长	3.4 米
涡轮泵外径	1.2 米
涡轮泵全长	1.5 米
涡轮泵重	1.14 吨
涡轮泵功率	60,000 马力
总空重	6.8 吨
单位重量推力	100 公斤/公斤

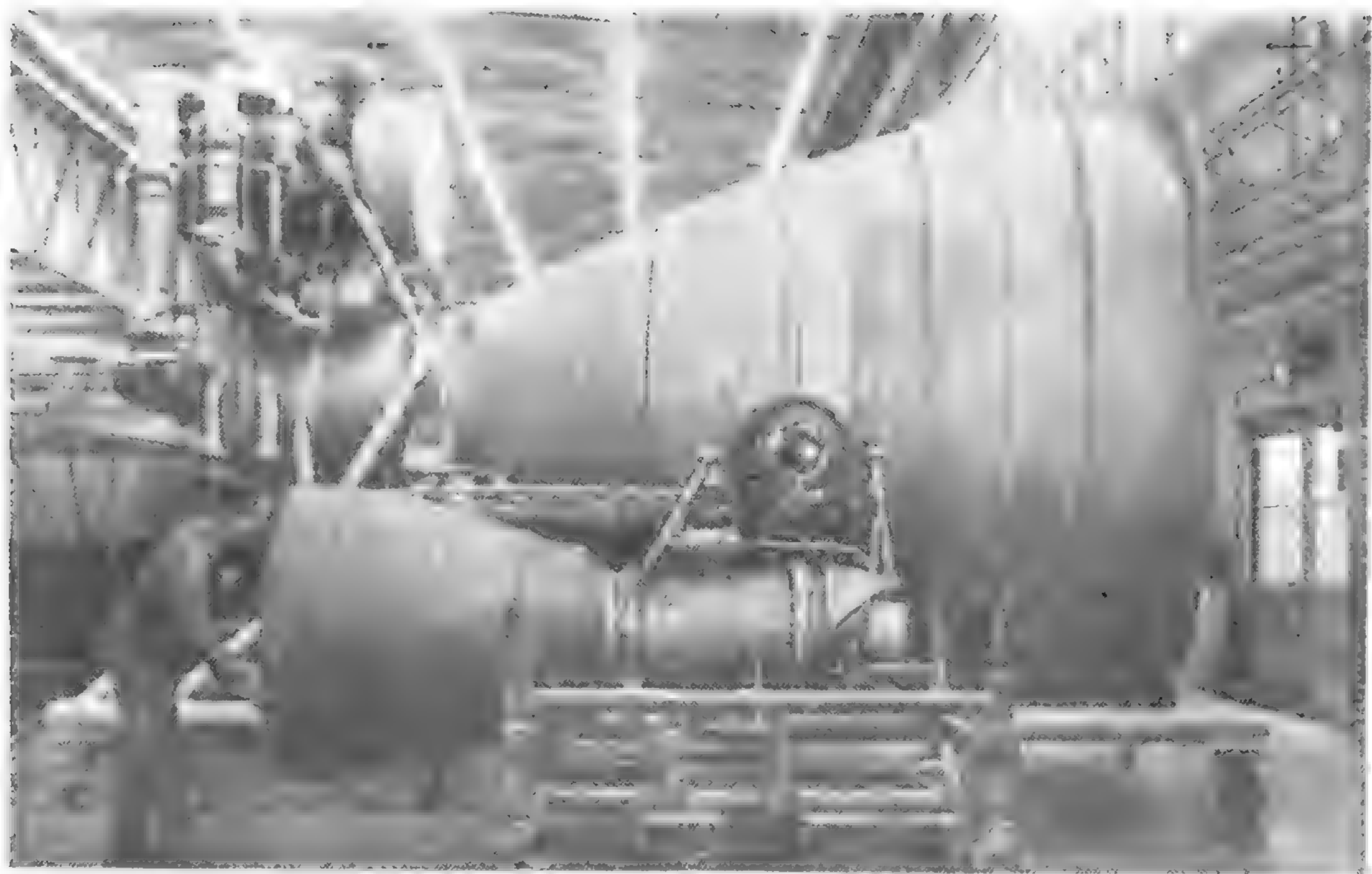


图 3.7 F-1 型发动机的外形

注：里面的是 F-1 的原尺寸模型，外面的是 H-1 发动机

3.7), 准备代替 8 个 H-1 型发动机, 作为“土星”计划里的第一级运载火箭。现只是在试车, 计划在 1963 年可以实际使用, 其主要数据见表 3.5。可以看出, F-1 型发动机单位重量的推力比 H-1 型小, 即发动机相对地比较重; 另外涡轮的功率比起 H-1 型发动机的涡轮功率按推力放大还高。从这两点事实估计燃烧室的压力有所增加, 从而比冲也必然相应的增加了。它的点火系统与 H-1 型发动机相同, 采用了三乙基铝自燃燃料点火。

(4) LR-115 型液体火箭发动机

LR-115 型液体火箭发动机由美国“普拉特-惠特氏”公司为“土星”计划的第二级、第三级生产的实验性发动机。

表 3.6 LR-115 型发动机的部分数据

真空中的推力	6.8 吨
比冲	420 秒
喷管膨胀比	40:1
燃烧室压力	21 公斤/厘米 ²
燃烧室温度	3,080°C

发动机燃烧室采用了液态氢的再生式冷却,与 H-1 型发动机不同的是它只有分配和汇流两个环形歧管,喷管底部没有回流歧管。其流程原理见图 3.8,这样使每一条管道都是一个完整的通路。

发动机起动时, -253°C 低温的液氢从燃料管输入,通过二级液氢泵和两个溢流活门 2 和 3,将离心泵预先冷却,然后进入分配支管,流到燃烧室壁的冷却管道。这时液氢完全蒸发,温度上升到 -190°C 。液氢变成气氢后,已足以使涡轮转动,涡轮带动同轴的液氢泵,同时通过齿轮带动液氧泵。气氢从涡轮排出,被引入燃烧室,与液氧同时从喷注器

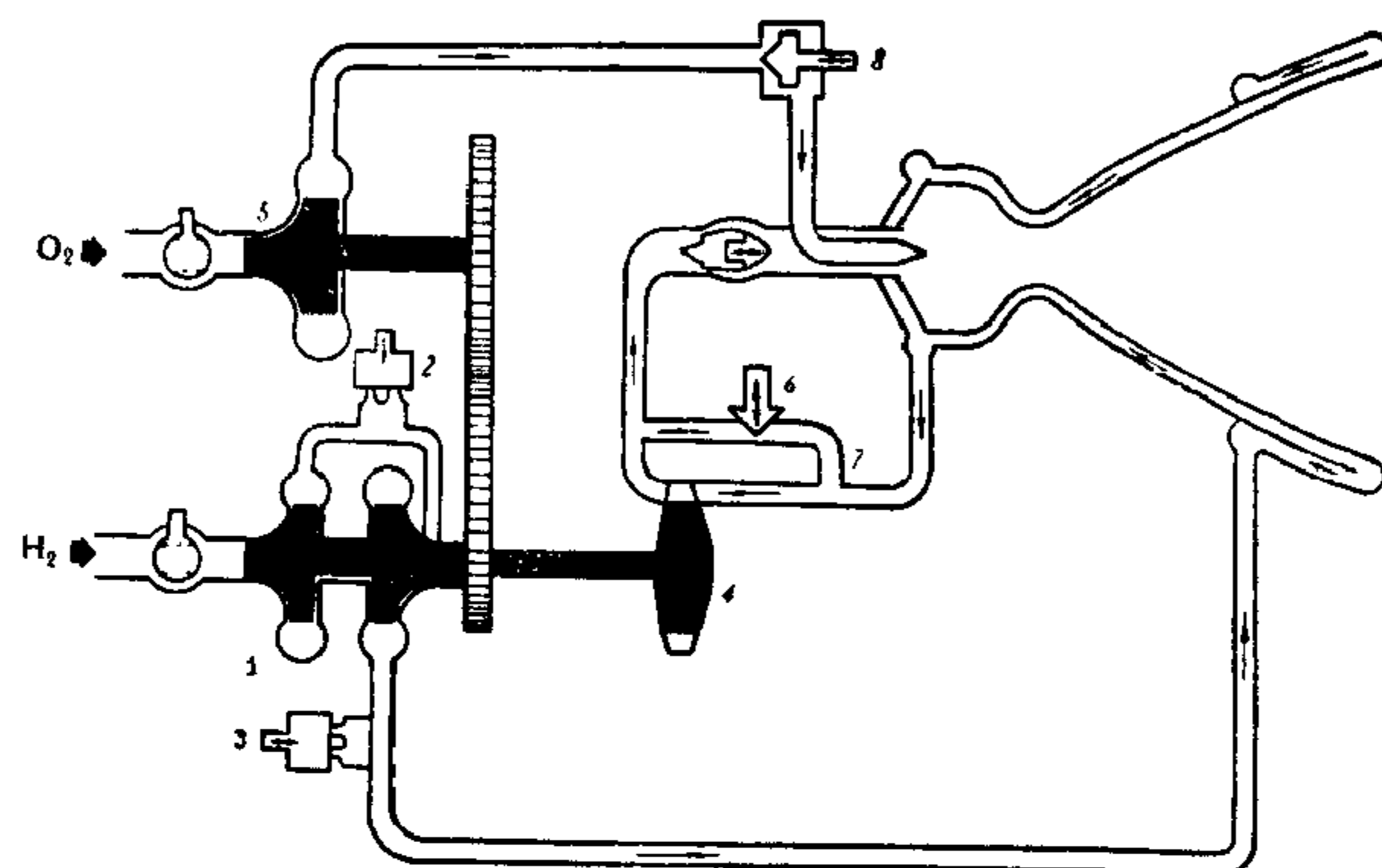


图 3.8 LR-115 发动机的工作原理图

- 1——液氢泵; 2, 3——溢流活门; 4——涡轮;
5——液氧泵; 6——调节活门; 7——分流管;
8——节流活门。

喷出。电点火以后,随着燃烧的进行,燃烧温度升高,涡轮的功率增加,直到发动机达到额定的推力为止。这时液氢以超过临界压力(即 12.8 大气压)的压力进入燃烧室壁的冷却管道,进行超临界压力下的冷却。通过燃烧室壁后氢的温度由液态的 -253°C 升高到气态的 -60°C 。

发动机的涡轮泵组有一个两级的涡轮。另因液氢密度很低,为 0.07 克/厘米³,故采用了二级离心泵;液氧用单级离心泵,外加一套齿轮联动装置。整个涡轮泵组密封在一个铝制的壳体内。齿轮和轴承利用液氢冷却,不需要润滑剂。发动机有一个高效率的电点火的设备,能够在真空中给发动机点火。因为 LR-115 型发动机在大气层以外工作,所以发动机试验应该在真空中进行。此系统的特点没有燃气发生器,直接用气氢吹动涡轮,故使系统比较简单。发动机的外形见图 3.9。

§ 3.4 液体火箭发动机的设计过程

液体火箭发动机是根据它的用途及所选择的推进剂来进行设计的,可以分为下列步骤加以说明:

(一) 初步设计

(1) 当选择了推进剂后,就可以用热化学计算来选定燃烧室的压力 p_c 和推进剂



图 3.9 LR-115 型发动机的外形

的混合比。

(2) 在选定了的燃烧室压力和推进剂混合比的条件下，用热化学计算算出比冲量、燃烧室气体的温度、喷出燃气的平均分子量和比热比。

(3) 决定发动机的尺寸：由发动机的用途就可以知道飞行的高度。如果认为是完全膨胀的话，则喷管出口的压力等于外界压力，即 $p_e = p_a$ ，则比值 p_c/p_e 也就知道。

这样可以由膨胀比的公式算出喷管出口面积与喉部面积的比值 A_e/A_t 。然后根据图 2.8、由已知的 p_c/p_e 和 A_e/A_t 选择一个推力系数,而比热比数值由热化学计算算出,再根据已知的推力(由用途决定的)、燃烧室压力 p_c 和推力系数 C_T ,由 $C_T = \frac{T}{A_t p_c}$ 可算出喷管喉部的绝对尺寸,因而喷管出口的面积也就决定了。

然后从燃烧时间(也就是推进剂在燃烧室停留的时间,包括推进剂的挥发、活化和完全燃烧的时间)的概念出发,在决定了燃烧室形状之后,来计算燃烧室的尺寸。由于对于一定的推进剂,在一定的混合比下,燃烧温度随压力变化很小,因此可以认为燃烧室温度不变。所以在燃烧室里的气体密度只与压力成正比 $\rho_c \propto p_c$ 。而流量等于面积乘以当地的速度和密度,对于燃烧室的截面而言流量 $\rho_c w_c A_c \propto p_c w_c A_c$ 。而对于喷管喉部,因为速度不变,永远等于声速,其流量 $\rho^* A^* \propto p_c A^*$ (因为喷管亚声速部分压力虽有变化,但是在燃烧温度不变的情况下, $\rho^* \propto p_c$)。所以可写成

$$\begin{aligned}\rho_c w_c A_c &= \text{常}_{(1)} p_c A_c w_c, \\ \rho^* A^* &= \text{常}_{(2)} p_c A^*.\end{aligned}$$

根据连续性方程:在任何截面上没有流量的增减,所以燃烧室的流量应与喉部流量相等,所以

$$\text{常}_{(1)} p_c A_c w_c = \text{常}_{(2)} p_c A^*,$$

因此

$$w_c = \frac{p_c A^*}{p_c A_c} \frac{\text{常}_{(2)}}{\text{常}_{(1)}} = \text{常} \frac{A^*}{A_c};$$

即

$$w_c \propto \frac{A^*}{A_c}.$$

如果 l 为燃烧室的长度, V_c 为燃烧室容积(假设燃烧室为圆筒形),则在燃烧室停留的时间 t 为

$$t \propto \frac{l}{w_c} \propto \frac{l}{\frac{A^*}{A_c}} = \frac{l A_c}{A^*} = \frac{V_c}{A^*} = L^*. \quad (3.7)$$

因此,推进剂在燃烧室停留的时间与 L^* 成正比。 L^* 是燃烧室体积除以喉部面积,称为特征长度。因为它只考虑到喉部截面积,而没有考虑其他的因素,故只能适用于指定的推进剂和一种型式的发动机的喷嘴,而且在混合比和燃烧室压力变化范围都不大的情况下才适用。 L^* 的定值是由实验得来,它体现了一定的燃烧效率,当喷嘴变了 L^* 也变了,但是作为工程设计师在对一定推进剂和一定型式的喷嘴的设计参数,它还是很有用的。下表列举对部分推进剂所习用的特征长度(其条件是燃烧室压

力为 $p_c = 21$ 大气压左右)。

表 3.7 特征长度 L^*

推 进 剂	L^* (米)
硝酸及苯胺	1.15—2.0
液氧及煤油	1.5—2.5
硝酸及煤油	2.0—3.0
液氧及酒精	2.5—3.0
硝基甲烷	>4.88
液氧及柴油	2.99

对大推力发动机而言,一般认为燃烧室长度与直径之比值为 1,即燃烧室直径与长度相等,则燃烧室尺寸很容易算出:

$$V_c = \frac{\pi}{4} d_c^3.$$

由已知的喉部截面积选定特征长度 L^* , V_c 即可决定,同时燃烧室直径和长度也就定了。

我们还可以从另外一个角度来看,设 d^* 是喉部直径,如果

$$L^* = \frac{V_c}{A^*} = \frac{A_c l}{A^*} = \frac{\frac{\pi}{4} d_c^3 \left(\frac{l}{d_c} \right)}{\frac{\pi}{4} d^{*2}} = \frac{d_c^3 \left(\frac{l}{d_c} \right) d^*}{d^{*3}},$$

因此

$$\frac{d_c^3}{d^{*3}} = \frac{L^*}{d^* \left(\frac{l}{d_c} \right)},$$

所以

$$\frac{d_c}{d^*} = \left\{ \frac{L^*}{d^* \left(\frac{l}{d_c} \right)} \right\}^{1/3}.$$

如果 l/d_c 之比和燃烧室压力不变时,特征长度 L^* 也一定时,我们知道推力 T 是同

$A^* = \frac{\pi}{4} d^{*2}$ 成正比,所以

$$\frac{d_c}{d^*} \propto (T)^{-1/4}.$$

由这推导说明了,推力愈大时 d_c/d^* 比值愈小,即燃烧室的直径愈接近于喉部直径。照这样说,如果一个推力为 6 吨的燃烧室 d_c/d^* 是 2.5,那么当推力放大到 600 吨, d_c/d^* 就降低到 1.16;即燃烧室与喷管相对比显得缩小了;这确是大推力发动机的一

个趋势。

(二) 燃烧室試驗

燃烧室試驗实质上是燃烧稳定性的試驗。火箭发动机的燃烧稳定性的含义是：在运行中燃烧室工作比較平稳，沒有剧烈到震破发动机的振动或爆炸。这当然不是说发动机沒有任何振动，火箭发动机在实际运转中是有強烈的振动及噪声，在机体上常常量出一百到几百 g 的加速度。但这还不足以破坏发动机，所以仍然看成是正常的。保証燃烧的穩定是近代火箭技术发展中的重要問題之一，也是发动机設計的第一关。影响燃烧不稳定的因素很多，不单是燃烧室的結構、噴嘴和推进剂的特性，而且包含了推进剂輸送系統的动力特性。不稳定性大致可分为两类：第一类为动力裝置的低頻振盪（包括推进剂导管），約在 40—400 赫。第二类是高頻振盪（約在 1000 赫以上）。低頻振盪一般发生在燃烧室压力較低的情况下，用加高燃烧室压力的办法就可以解决，所以比較容易处理。而高頻振盪与噴嘴的排列和推进剂的雾化及燃烧有关，比較难解决。由于目前在燃烧稳定方面沒有一个成熟的理論，尽管有一系列的理論著作，但所提供的方法在相当程度上还不能滿足实际的需要。所以在設計发动机燃烧室的过程中，主要依靠多次反复的試驗，从經驗上来掌握燃烧稳定問題，为設計提供資料和数据。首先是在初步設計已經决定燃烧室尺寸的基础上，进行燃烧室試驗。做一个相同尺寸，但截去噴管超声速部分的燃烧室模型；因为噴管喉部截面以后是超声速气流，它的不穩定干扰的传播速度小于气流的速度，所以当不穩定干扰还没有来得及传向燃烧室的时候，气流早已噴到发动机的外面了，故噴管超声速部分的变化对燃烧室工作沒有影响，而只是对推力有影响。故在做燃烧室的燃烧稳定試驗时，可以截掉噴管超声速部分。但是要測量推力时，一定得把噴管全部加上。燃烧稳定試驗用的燃烧室模型也不加冷却夹套，因为燃烧時間很短，大約 1—2 秒，如果燃烧是不穩定时，在 1—2 秒鐘內一定会出現。因此在初步燃烧稳定試驗时可不加冷却，而不会使燃烧室烧坏。这样在能达到試驗目的的情况下，可以减少增加了冷却夹套而带来的試驗設備的复杂性。

燃烧稳定与噴嘴的設計很有关系，如噴嘴噴孔的排列形式以及相互位置 and 噴孔的尺寸大小等。所以在这阶段主要是改变噴嘴的形式及影响噴嘴工作过程的各种因素，来达到燃烧稳定。由于沒有成熟的理論，完全是依靠經驗来达到燃烧稳定，所以这是一个极其复杂的过程。但是达到了燃烧室模型試驗的燃烧稳定，这才只是第一关。这时就可以得到噴嘴的形式及噴嘴的性能参数；如噴嘴压力降，混合比，燃烧室

压力等。然后根据这些肯定了的數據重新來定发动机的其他参数,就可以正式的开始发动机的設計。

(三) 輸送調节系統的試驗(渦輪泵組試驗)

燃燒室模型試驗决定了泵的压力及流量。这时就可以开始发动机輸送系統的設計。

(1) 泵的設計和試驗

一般認為最适用于在火箭发动机中压送推进剂的是离心泵,因为它对于大流量和高压力的情况是最有效,就重量和容积而論也是最經濟的。若流量小,推力小于2吨的小火箭,也可以使用其他型式的泵,如瓣泵、齒輪泵。

泵的設計是根据火箭发动机的推力、有效排气速度、推进剂的密度和混合比来决定泵的流量。根据燃燒室的压力和在活門、管路和噴注器中的水力損失来确定泵的排出压力。而泵的进口压力的选择与“气蝕”和推进剂的貯箱重有密切关系。因为如果在流体通道中,当某一点的压力低于流体在此点的蒸汽压时,就会产生蒸汽泡,使流体中出現了充滿蒸汽的空隙,这种現象叫“气蝕”。由于进口压力低,离心泵“气蝕”多半发生在泵入口。由于“气蝕”而引起了泵的流量变化不定,使发动机的工作不正常,所以在离心泵里是不允許有“气蝕”現象的。因此要选择合适的泵的进口压力,使它一方面不发生“气蝕”現象,另一方面推进剂貯箱不会因为压力太高而使箱子重量增加太多。离心泵的設計理論現在还不是很准确的,所以要进行泵的實驗;由于火箭发动机的泵功率很大(大概每一吨推力渦輪泵的功率为20—100馬力),故試驗設備也是相当庞大的。在作泵的試驗时,工質一般用水,試驗結果可以很准确地換算到实用推进剂組分。

(2) 調节器的試驗

与泵的設計試驗同时进行的是調节器的試驗,也就是閥門試驗。因为火箭发动机的起动机間很短;只有一秒鐘左右。在这样短的时间里要完成大流量高压力的閥門开关,如果用人工进行調节是很难想象的,必須用自动調节控制系統。火箭发动机活門的一般設計是較容易的,但詳細設計例如空隙問題,閥門座的材料、开启延迟時間等的設計是不容易的。由于火箭发动机中任何一个閥門的失灵常常会导致火箭发动机工作的破坏,甚至会引起火箭发动机本身的毀坏。所以火箭发动机的閥門必須有明确而严格的檢驗方法。推进剂閥門的泄漏,閥門不照規定時間开关,都会带来不良的影响。所以在閥門装配前必須严格檢驗两种性能:一种是閥門座和閥門垫片处

是否发生泄漏,另一种是动作是否准确敏捷。

因为推进剂的作用压力高,经过的流量大,而阀门动作所需的力量也要大,所以是用操纵气压和液压系统的办法来操作推进剂阀门。其实质是一种放大动力的操纵办法。不然要用很笨重的控制机械来操作,这在火箭发动机上是不允许的。

(3) 燃气发生器的设计及试验

在燃气发生器中推进剂起化学变化产生燃气,用所生成的燃气来推动涡轮。而用涡轮来带动泵运转,不断的供给燃烧室推进剂,以保证火箭发动机的稳定燃烧。由于气体太热会损坏涡轮机的叶片、喷管以及叶轮,所以要求燃气发生器所产生的气体比火箭发动机燃烧室中的燃气温度要低得多。如在 H-1 型发动机里,燃气发生器里的温度只有 650°C 。主要用调节燃料和氧化剂比例的方法来达到调节温度的目的。但是什么样的比例最好要经过实验来决定,例如:液氧煤油燃烧,当煤油多了燃烧就不完全,容易产生焦化,使其在燃气里有可能含有没有燃烧的碳粒,这在发动机里是不允许的,所以必须要进行燃气发生器的试验。

(4) 涡轮泵组的试验

一般来说涡轮的设计在理论上和实际上已比较成熟,只要给定燃气以后就可以进行涡轮的设计,而且可以不进行单独的涡轮试验。故可以在进行了泵、调节器和燃气发生器的试验以后,就直接进行涡轮泵组试验。由于不需要外加能源,由燃气发生器自己供给涡轮的能量,就可使涡轮泵组用真实的推进剂组分进行真实的液体火箭发动机输送系统的试验。所以在这一阶段的实验设备反而变简单了。

(四) 发动机试车

在进行涡轮泵组合试验的同时,应把燃烧室及喷管的样机制出来,而且这时可以应用挤压式的输送系统在试车台上进行单个燃烧室的试验。然后进一步来考验燃烧是否稳定、燃烧时间长短和燃烧效率的高低。当这一步实验达到设计要求时,就可以与涡轮泵组合联合在一起进行整个发动机的试验,对以前各阶段的试验进行综合性的考验。如果试验的结果发动机工作过程稳定,各部分工作情况良好,达到了发动机的设计指标,可以认为发动机设计完成,能够提供作为飞行器的发动机使用。在高空使用的发动机还应该在高空模拟试车台上进行高空模拟试验。

(五) 推力的调节

由于液体火箭发动机工作时所产生的推力很可能不是设计时的推力,而在一定

范围内有偏差,这就要求作推力调节。推力调节有很多种办法,如可用改变燃烧室压力或者改变燃烧室推进剂的流量等方法来调节推力。在使用涡轮泵的发动机中,推进剂供给量的改变靠增减涡轮泵转速的方法来实现。这时由于两泵间转速的相互协调,从而保证推进剂混合比不变。由于涡轮泵转速变化,推进剂流量也变,燃烧室压力也跟随变化。也就可以达到推力调节的目的了。改变涡轮泵的转数则是通过调节燃气发生器内的压力来实现。

从以上的设计试制过程来看,设计一个新的火箭发动机不是一件轻而易举的工作,而是一项艰巨复杂的工作。它需要投入大量的人力、物力,经过较长期的努力才能设计出一个新的发动机。据估计:设计一个新的发动机,最少要准备报废 40 个发动机。时间不是几个月而是几年;由经验得出是 2.5 年。其物质力量的消耗更大,例如 F-1 型发动机来说,它的涡轮泵功率为 6 万马力,或约 4 万瓩。如果说试制成发动机要报废 40 个发动机,那就象报废 40 座 4 万瓩的动力站,即四十个 4 万瓩的火力发电设备。

从本节所谈到的发动机设计试制过程看来,整个工作量是相当大的。其主要的原因是目前还没有一个完整成熟的燃烧理论,设计试验绝大部分只能依靠实践来进行,若能提出一个完整成熟的燃烧理论,这将是一个很大的贡献。这也是有关科学技术工作者的一项光荣而艰巨的任务。

§ 3.5 发动机试车台

试车台是进行整个发动机试验的设备。为了使我们对试车台有一个初步的概念,在这里首先介绍一下美国“土星”第一级运载火箭试车台(图 3.10)。试车台的高度从地面至桥式起重机导轨的高度为 56.4 米,火箭发动机的支承台离地面 22.5 米,喷管离地面 20 米。火焰偏流槽深入地下 9 米,喷管离槽底约 30 米。火焰偏流槽是因为发动机的火焰很长(就发亮部分来看,估计有 40 米长)而设置的。火焰偏流槽使火焰转弯,这样可以降低试车台的高度和火箭支承台离地面的高度。火焰偏流槽设计的主要依据是实验,由实验来决定火焰偏流槽的形状和弯曲部分的曲率,找到防止火焰倒流到发动机底部的办法,确定数千个冷却水孔的位置。试车台的贮水器在火箭点火时能以每分钟 150 米³的流量向偏流槽供应冷却水来消火。试车台的桥式起重机的起重量为 100 吨,它的任务是与另一个辅助起重机一起把试验的火箭发动机装上试车台。

另一个更大推力的试车台是现在为 F-1 型发动机所准备的,将来可以试推力为

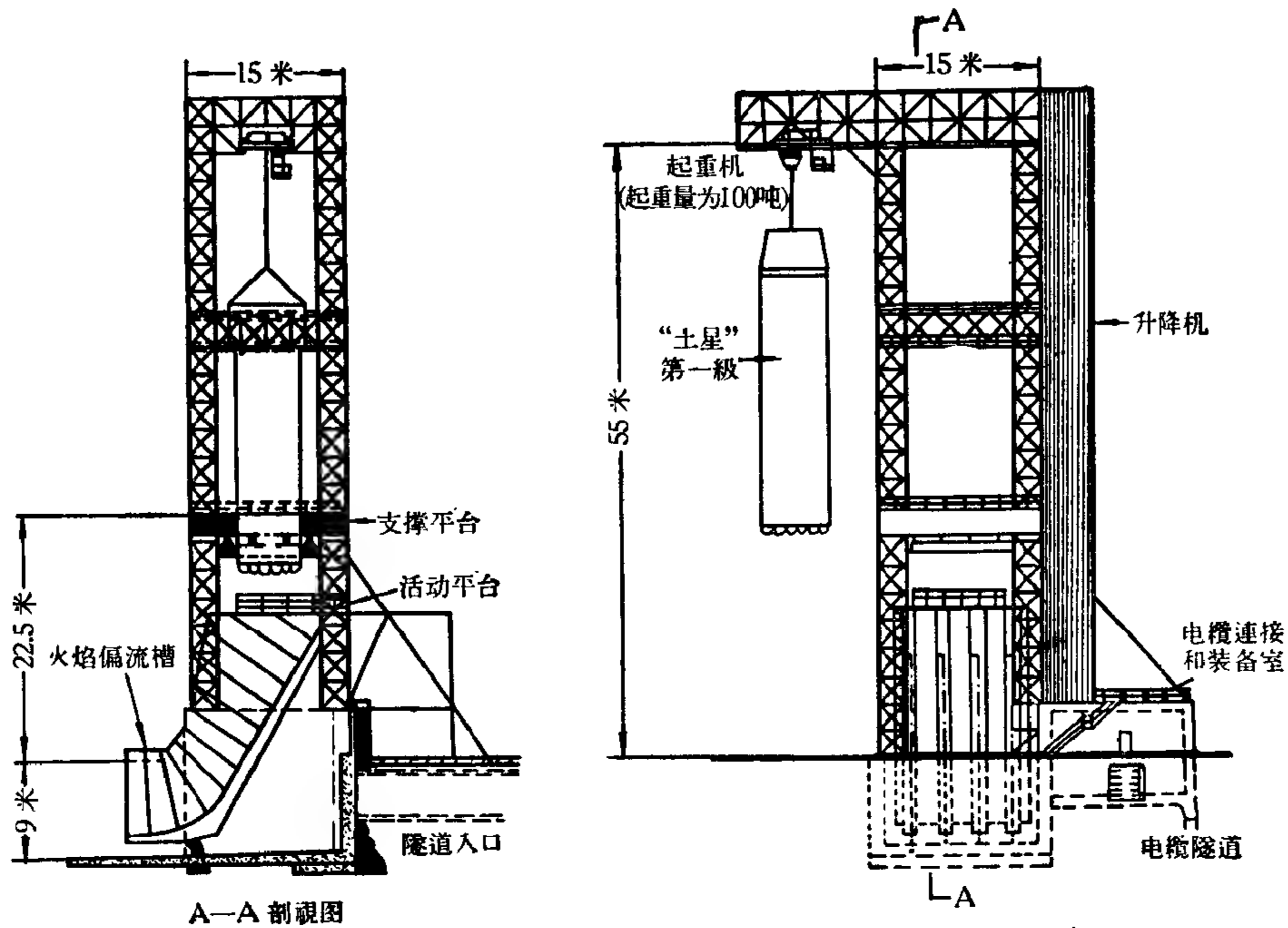


图 3.10 “土星”第一级发动机试车台

2,700 吨的液体发动机。上层钢架结构是为了安置推进剂贮箱和发动机的支架,这个结构是用螺栓连到台面的钢底板;而钢底板又通过高强度钢索与台的底座相连,钢索有预应力以免试车时钢架受推力作用时变形过大。台的底座是一大块约 12,000 立方米的混凝土,高约 38 米;在台面上的开口(为发动机火焰)尺寸是 20 米 \times 9 米。在台的关键点有许多应变仪以测量发动机试车时的动态负载。台的后方有一条约 6 米宽的沟,沟中是各种管道。沟后是一座两层混凝土墙结构的准备车间、设备间、部件储备室及测量线路接线室。这个建筑物的顶与台面相齐。测量信号通过一条约 240 米长的电缆管到试车台的控制及测量记录室。电缆管中有 600 对线路。为了消防灭火及试车时冷却火焰偏流槽,有个 1,500 吨水的贮池。为了初步阶段试 F-1 型发动机,安了一个 284 米³/分排量的高压水泵;从泵到台有一条直径为 1.37 米的水管;泵的功率为 6000 马力。

这些大型试车台(图 3.11)的控制及测量记录室也是很复杂的,不亚于一个大发电站的控制室,图 3.12 让我们略见其大概。

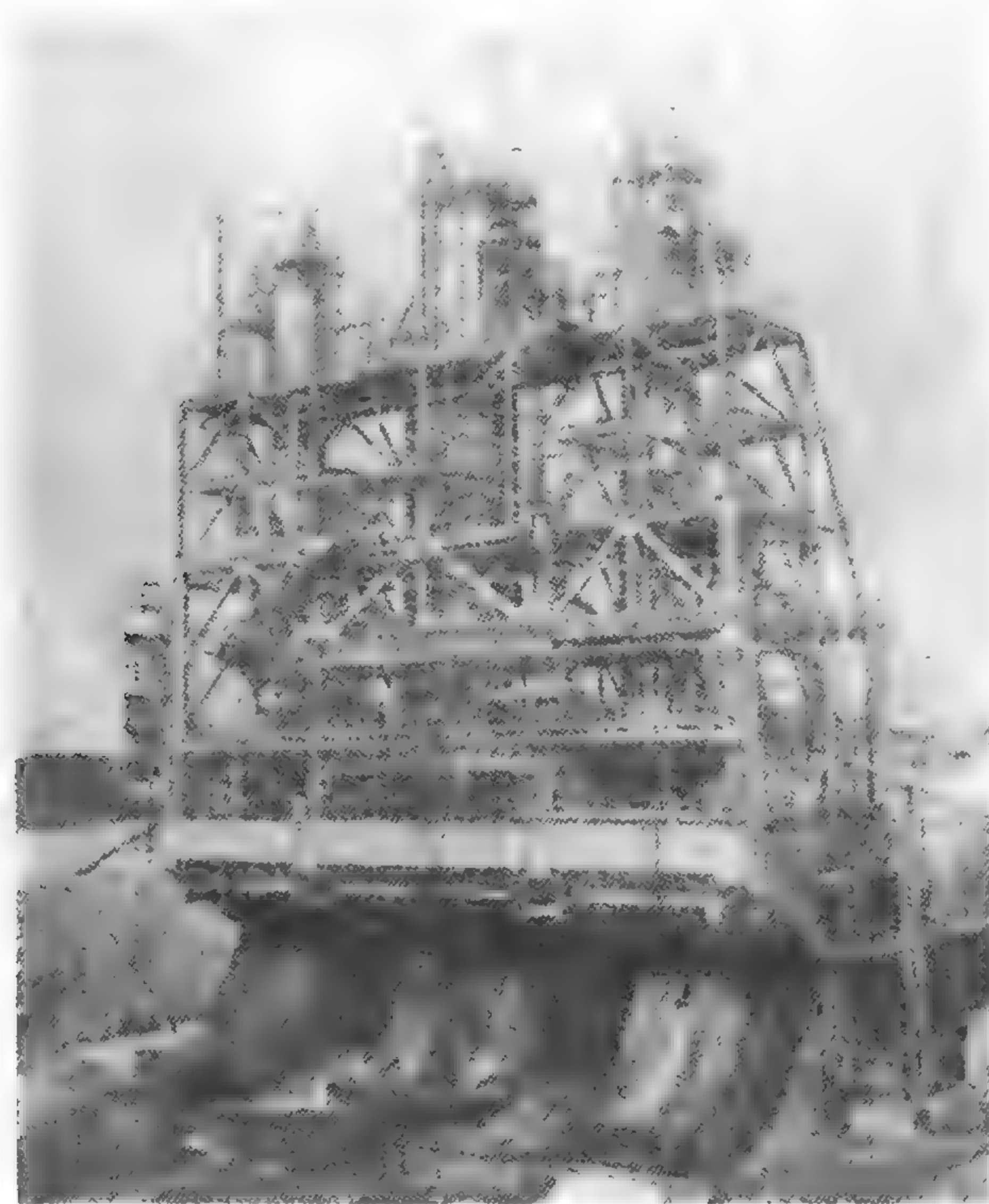


图 3.11 大型发动机试车台



图 3.12 大型发动机试车台的控制及测量记录室

§ 3.6 固体推进剂及固体火箭发动机的发展

人们在开始运用火箭时就采用了固体推进剂。在早期多采用黑色火药作为推进剂(比冲为 50—140 秒);这种火药能量小,因此不能使火箭得到较大的推力和较高的速度。直到后来化学工业进一步发展,发明了无烟火药后才逐渐使火箭的推力增加,射程加大。

固体推进剂的比冲比起液体推进剂来说要低,特别是比较老的双基药类固体推进剂的比冲一般在 200 秒以下。表 3.8 列出了一些比冲较高的固体推进剂的一些性能。

表 3.8 固体推进剂性能

推进剂成分	在70.5大气压下的比冲 (秒)	在70.5大气压下的燃速 (厘米/秒)	燃速压力指数 (n)	密度 (克/厘米 ³)
过氯酸铵(氧化剂) 聚丁二烯(粘结剂) 铝粉(加成剂)	250	1.186	0.236	1.75
过氯酸铵(氧化剂) 聚胺基甲酸酯(粘结剂)	238	0.577		1.72
浇铸式双基药	219	1.142	0.61**	1.55
挤压式双基药	216*	1.170	0.0***	1.58

* 在 88.46 大气压下。

** 在 56.3—116 大气压下

*** 在 63.3—84.5 大气压下。

我们可以由表 3.1 的一些液体推进剂的性能数据,比较出液体推进剂的比冲一般高于固体推进剂,而密度确比固体推进剂为低。近年来由于固体火箭的发展,而提出了许多有希望的固体推进剂。它们的比冲则可达 250 秒以上;如用过氯酸硝酰(NO_2ClO_4)及过氯酸锂(LiClO_4)作氧化剂,以固体硼烷($\text{B}_{10}\text{H}_{14}$)作燃料,则其比冲可达到 280—300 秒($p_c = 70$ 大气压的条件下)。所以高比冲的固体推进剂是大有发展前途的。

但是,在十多年前,一则由于固体推进剂的比冲低,而更主要的是由于采用双基药柱多孔燃烧的固体发动机结构,使发动机的结构重量比高达 40—60%,而后起的液体火箭发动机的结构重量比仅为 10% 左右,因此,尽管固体发动机较简单、可靠,使用方便,但确由于结构重量太大而限制了它的发展,以至于在十多年前曾经认为

固体火箭没有什么发展前途,而几乎趋于停顿。固体发动机的结构重量之所以大是因为在采取双基药挤压成型的药柱的多孔燃烧,而使燃烧室必须处于高温和高压下工作(固体发动机燃烧室一般没有冷却系统)。由于燃烧室壁要承受几十个大气压和 2500°C 以上的高温,如不把燃烧室作得厚而坚固,就不可能承受这些载荷而正常工作,这样一来就大大地增加了整个发动机的重量。但是,1945年后在固体发动机的设计中引入了一个新的设计原理,从而使已经被认为没有什么发展前途的固体火箭发动机重新与液体火箭发动机展开竞争。

这个新的设计原理的实质是把原来双基药压型药柱的多孔燃烧改为混合组分的固体推进剂;把它浇铸在燃烧室内,采用内孔燃烧。这种方法的优点,首先在于利用固体推进剂本身作一隔热物,使燃烧壳壁完全与高温的燃烧气体隔开,因而燃烧室本身就在通常温度下进行工作,它所承受的负荷只有燃烧室的压力(实际上药柱本身也承受了一部分压力)。由于这一改革使得燃烧室壳壁的厚度大大减小,而且可以考虑采用常温的高强度钢(强度为200公斤/毫米²,比重为7.9)和轻质材料钛合金(比重为4.7)、玻璃钢(比重为2)。这样就使固体火箭发动机的结构重量立即降到药柱重量的10%以下,这是固体发动机的一大飞跃,使有可能制造出结构重量轻、推力大、工作时间长的固体发动机,用于星际航行。其次采用浇铸法代替原来的挤压法,这种药柱成型的方法的改进,也为制成大型固体火箭发动机提供了必要条件,使制造时不再受设备尺寸的限制,而几乎可以做出任意大的固体药柱。由于固体火箭发动机的设计有了这一改进,发展才有了远大的前途;因此美国也就开始研究制造大型的固体火箭发动机(见表3.9)。1961年8月间他们试验了一种推力约230吨,燃烧时间87秒的大型固体发动机,药柱重为80吨。这种大推力固体发动机就可以用来作为运载火箭的第一级动力,它具有成本比较低、设计制造时间比较短的优点。例如美国现在计划把液体推进剂的二级火箭“大力神II”(用四氧化二氮 N_2O_4 为氧化剂,肼 N_2H_4 和偏二甲肼 $(\text{CH}_3)_2\text{N} \cdot \text{NH}_2$ 的等重混合物为燃料,一级推力195吨,二级推力

表 3.9 美国计划试制大型固体火箭

推 力 (吨)	燃烧时间 (秒)	药 重 (吨)	总 重 (吨)	壳体尺寸 直径×长度(米)
455	20	36.3	4.55	
911	90	327	360	4.57×18.8
1,090	72		314	3.81×27.4
2,270				6.10×—
4,550				6.10×32.6

45.4 吨) 为基础, 两旁各绑上一个推力为 409—614 吨的固体火箭, 燃烧时间约 100 秒, 形成三级“大力神 III”运载火箭; 第一级为固体的, 总推力 818—1228 吨, 第二级和第三级是原来的“大力神 II”的第一级和第二级。

§ 3.7 固体火箭发动机的设计问题

同液体火箭发动机比较, 固体火箭发动机的设计是比较简单的。通常, 大多数的设计参数是根据已定的推力及发动机的工作时间确定的。其中最主要的问题是确定采用推进剂和提出药柱的燃烧方式。在要求燃烧时间短的大推力发动机中, 通常采用燃烧速度大的推进剂, 而对发动机工作时间较长, 则采用燃烧速度较低的推进剂。这是一般的常规, 但并不是唯一的原則。

(一) 药柱设计

药柱形状的选择是决定燃烧方式、控制燃烧室压力的重要手段。药柱形状是根据药柱的性能及发动机对推力、压力的要求而有所不同。以前是采用侧面燃烧药柱, 也称为非限制性燃烧式药柱。这种形状的药柱燃烧时, 使燃烧室壳壁严重地受热, 同时由于药柱最后的剩余碎片很多而造成大量能量的损失。而图 3.13 中所示各形状药柱是采用浇铸法成型的内孔燃烧式药柱。这种药柱燃烧时燃烧室的壳壁就不再受高热, 所以可以做成重量轻的燃烧室。

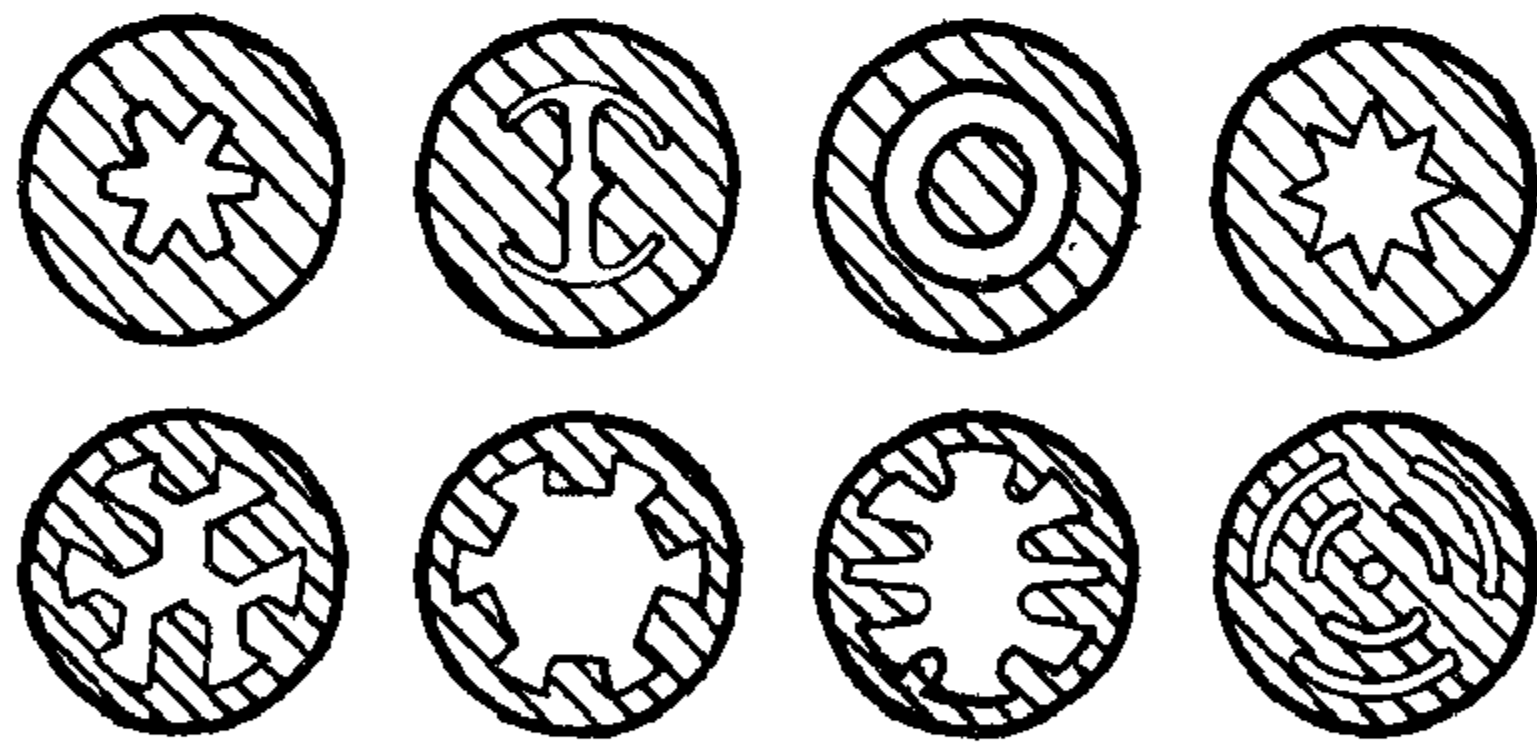


图 3.13 固体药柱的各种形状

(二) 燃烧稳定性

燃烧的稳定性表现在燃烧室中的现象——压力是否稳定。影响燃烧室压力变化的有两个主要因素: 首先, 我们知道, 固体推进剂的燃烧速度是直接受推进剂本身的物理化学性能所决定的; 而作用在燃烧面上的压力、燃烧环境的温度及燃烧表面气体流动情况都对推进剂的燃烧速度产生不同程度的影响。在一般的固体发动机中, 由实

驗得出了固体药柱燃烧的速度 r 与作用在燃烧面的压力 p_c (即燃烧室压力) 的 n 次方成正比: $r \sim p_c^n$; n 值对一般固体推进剂而言在 0.4—0.8 之間。燃烧速度一般在 1 厘米/秒左右。因而, 固体发动机燃烧室中的压力的变化就会引起燃烧速度的变化, 而燃烧室压力的大小又是由燃烧产生的燃气量的多少而定。在大多数固体发动机中都要求推力保持平稳, 即要求保持燃烧室的压力平稳。当一个固体药柱的长度一定时, 燃烧速度和燃烧压力都不变化, 則只有要求燃烧面积保持恆定才有可能达到 (其他产生高频振盪燃烧的不稳定在后面討論)。但是药柱的燃烧面通常只能在設計时

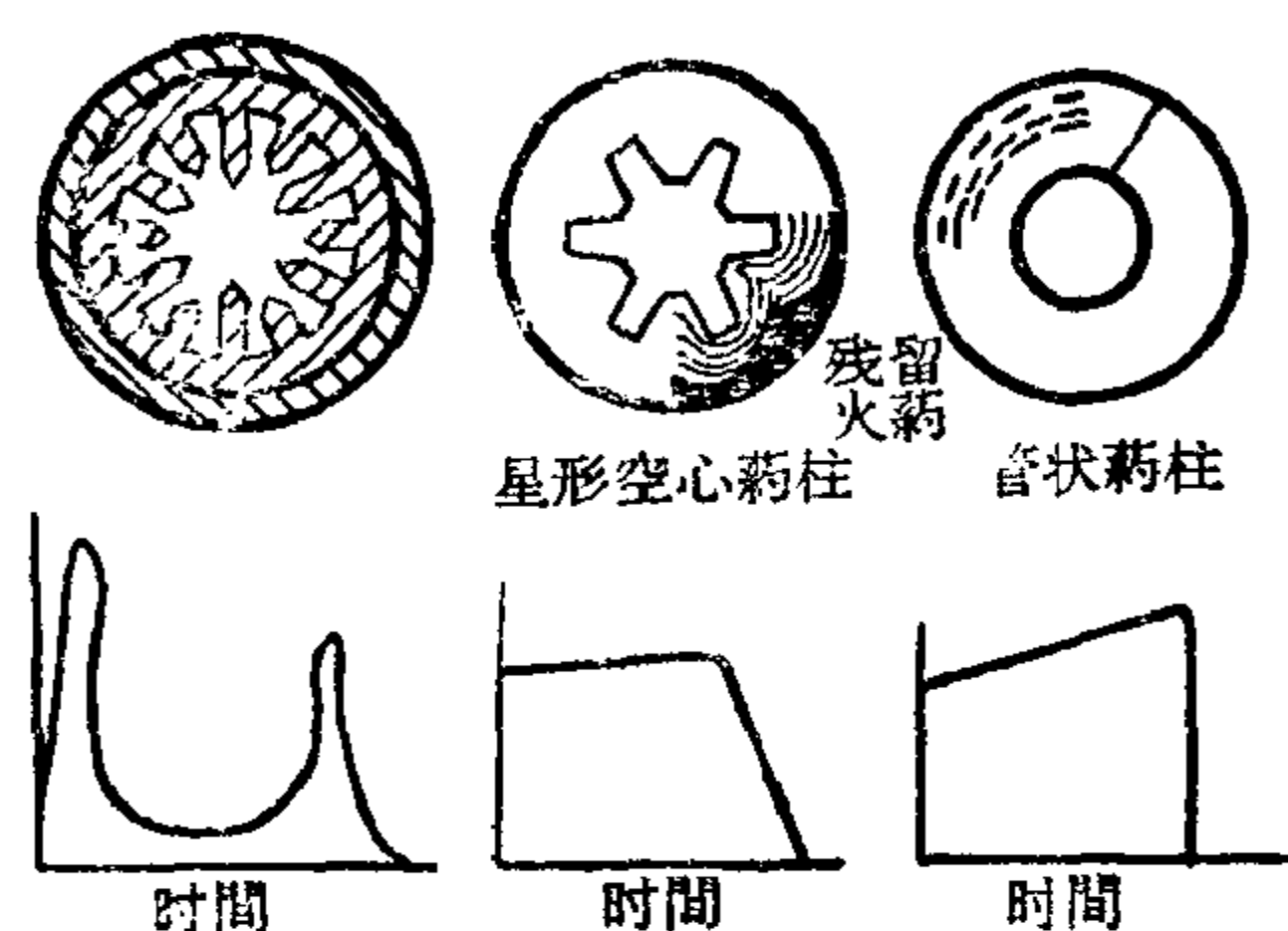


图 3.14 固体药柱的燃烧过程

确定下来, 制造成型后使用时就只能視其自己发展变化。因而設計燃烧药柱的型面是控制燃烧室稳定的一个很重要的問題。图 3.14 中即可看出各种形状的药柱燃烧时间与压力和推力的变化情况。說明了以可以通过药柱形面的設計大致地控制燃烧的变化过程。图中的虚綫表示不同燃烧时间的药柱形面。星形空心药柱的周边在燃烧过程中基本上保持不变, 因此, 单位

时间所燃烧掉的燃料的体积 (即燃烧掉推进剂的量) 不变, 故产生的燃气量也就不变, 从而保证了压力与推力的恆定。

固体发动机的工作时间很容易从燃烧速度和药柱的厚度求得, 即等于 $\frac{L}{r}$; L 为药柱厚度, r 为燃烧速度。

上面所談到的只是一般燃烧室压力及推力按照发动机的用途来保持稳定。但是, 在固体火箭发动机燃烧室中的燃烧也和其他液体发动机一样, 还有着其他一些原因影响燃烧的不稳定性。因此, 即便确定好燃烧形面, 在燃烧过程中仍会出现压力的突变。这些导致燃烧不稳定的原因是燃烧室中的高频振盪燃烧, 而产生压力高峯。这种不稳定燃烧具有強烈的破坏性, 但是其产生的原因目前尚未获得确切的解释, 同时要消除它也是較困难的; 需要通过試驗, 改变推进剂的組分, 改进燃烧室药柱設計等来达到目的。

(三) 药柱的工艺問題

无烟硝化甘油火药一般称为双基火药, 是一种硝化纖維和硝化甘油添加剂和增塑剂的胶合物, 这种推进剂的制造工艺已經很完善了。制造方法是把配好的药粉适当加热或借液态胶合剂的作用, 在強力水压机上的預制模中挤压成型, 成型之后取出

阴干再装入制造好的固体发动机燃烧室中,以資使用。挤压的作用有助于火药的凝固,增加药柱的强度。但是,挤压成型时,药柱的大小及重量都要受到水压机的能力和尺寸的限制。近十多年来采用了新的比冲較高的推进剂,并采用浇鑄成型工艺,而克服了挤压成型的缺点,不再受設備能力和尺寸的限制。这种混合組分的固体药柱是由氧化剂、燃料(橡胶状的粘結剂)和加成剂(鋁粉等),以一定比例混合而成。在这些組合中(見表 3.10),对一般氧化剂而言都为粉末状,这里是用燃料作粘合剂,因此必須保証有足够的燃料才能保証药柱的强度。加成剂的作用在于增加燃烧产物的温度,也能对燃烧起稳定作用。推进剂組分的純度和固体顆粒度的大小及其均匀度,直接影响到制造出来的药柱的性能,必須严格控制。如表 3.11 是对过氯酸铵純度的要求。药柱的制造过程是把这些組分以一定比例混合均匀之后,适当加热使粘結剂熔融,混合物变成糊状再浇鑄到預先創造好的燃烧室中,等到药柱凝結成固体后再把制內孔形的阳模取出,即可运去貯藏或使用。这种方法不但簡單而更重要的是可以用来制造几乎任意尺寸的药柱。

表 3.10 具有金属加成物的固体推进剂性能

推 进 剂	比冲(秒)	推 进 剂	比冲(秒)
68% 过氯酸铵 17.5% 燃料粘結剂 15% 鋁粉	254	67.5% 过氯酸铵 22.5% 燃料粘結剂 10% 鋁粉	248
63.75% 过氯酸铵 21.25% 燃料粘結剂 15% 鋁粉	253	67.5% 过氯酸铵 22.5% 燃料粘結剂 10% 鎂粉	243
72% 过氯酸铵 18% 燃料粘結剂 10% 鋁粉	252	71.25% 过氯酸铵 23.75% 燃料粘結剂 5% 硼粉	241

但是,固体推进剂药柱不管采取那一种成型方法,都会碰到药柱在制造过程中或制造好后产生細小的裂紋,这些裂紋往往是肉眼所看不見的,而它們对发动机的危害也是十分大的。由于裂紋的存在而造成药柱燃烧时大量粉碎,以致发生爆炸,因此必須消除这些裂紋。这些裂紋产生的原因,一般主要有两个方面:第一,因为目前所用的組合式固体推进剂均系两种主要成分在粘結剂的作用下机械混合在一起,膨胀系数不一,故在温度变化时易产生裂紋;第二,药柱的暴露面与空气中的氧接触而使之发生变化,在运输过程中受振而发生裂紋。解决这一問題的办法通常采用加抗老剂,药柱制好后存放在惰性气体中貯存,在运输中防止振动、碰撞,

表 3.11 过氯酸铵的純度規格

組 分	最小含量(%)	最大含量(%)
非水溶物		0.10
硫酸化的灰		0.25
氯酸盐(以 NaClO_3 計)		0.15
氯化盐(以 NH_4Cl 計)		0.20
硫酸盐(以 $(\text{NH}_4)_2\text{SO}_4$ 計)		0.20
溴酸盐(以 NaBrO_3 計)		0.04
非碱金属		0.04
水分		0.02
对甲基橙试剂的反应	中性	
过氯酸铵	99.0	

其次,药柱内部产生松孔,这种现象在双基药中存在,而在组合式药柱中更加严重。产生的原因有两个:其一是在制造时混入其他液体(如水分),加温时则液体蒸发产生气泡;其二是温度变化时药柱产生热应力。组合式药柱的各种成分对温度和振动的反应不同,因而产生松孔。这种松孔的危害性与裂纹相同,也是在制造过程中必须设法克服的因素。

(四) 噴 管 材 料

当我们确定了发动机的推力、压力等参数,选好药剂之后,即可开始喷管的设计工作。设计的要求及过程与液体火箭发动机相同,在此从略。但是,对火箭发动机的喷管而言,是在 2500°C 以上的燃气中工作,这对于液体火箭发动机来说,因为有冷却夹套比较容易解决喷管的材料问题。对固体发动机的喷管则没有冷却系统,确又要在这样高的温度下工作,因而喷管的材料就成了一个大问题。解决这个问题时一般是采用石墨衬在金属喷管壁上以耐高温。因为一般固体发动机的工作时间较短,而石墨一般能耐较高的温度,是可行的。衬石墨喷管形式见图 2.2。

§ 3.8 固体火箭发动机的发展前景

前面已经谈了固体火箭发动机,由于引入了新的设计原理,制造工艺上采取了新的措施,而使得固体火箭发动机又重新迅速地发展起来了。特别是在大型火箭发动机的设计和制造方面提出了新的构想。打算用这种方法来解决大型固体发动机的制造、运输等一系列问题,从而使固体推进剂在火箭技术中的应用方面成为液体推进剂的重要竞争者。

这种想法的中心内容之一是设计一段加工、制造和运输的装配式大型固体火箭。在前面药柱制取工艺中曾经提到过浇铸法存在着的一个严重缺点，药柱可能产生裂纹，这对大型药柱的连续浇铸，则更难以保证浇铸质量。更难办的是巨大的单个药柱的运输和贮存都不方便，更不安全，因此提出了分段制造的建议。采用这一建议就可克服单个药柱所带来的一系列困难。分段制造不仅在制造上可以更好的保证质量，而且现代的技术对制造直径为3米、长3米的分段药柱并不困难，而其重量也不大，能满足运输和贮存条件的要求。还值得指出一点，由于把一个巨大的整个药柱分成数段后，如果其中一段损坏，并不使得其他各段报废。

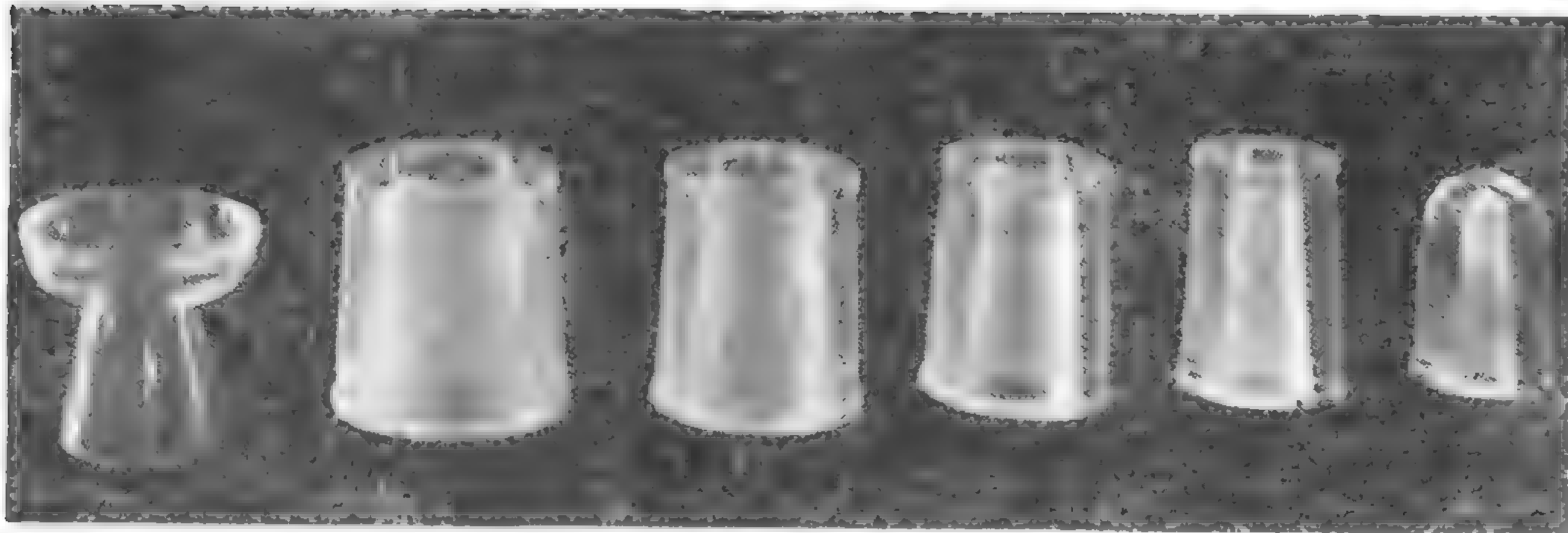


图 3.15a

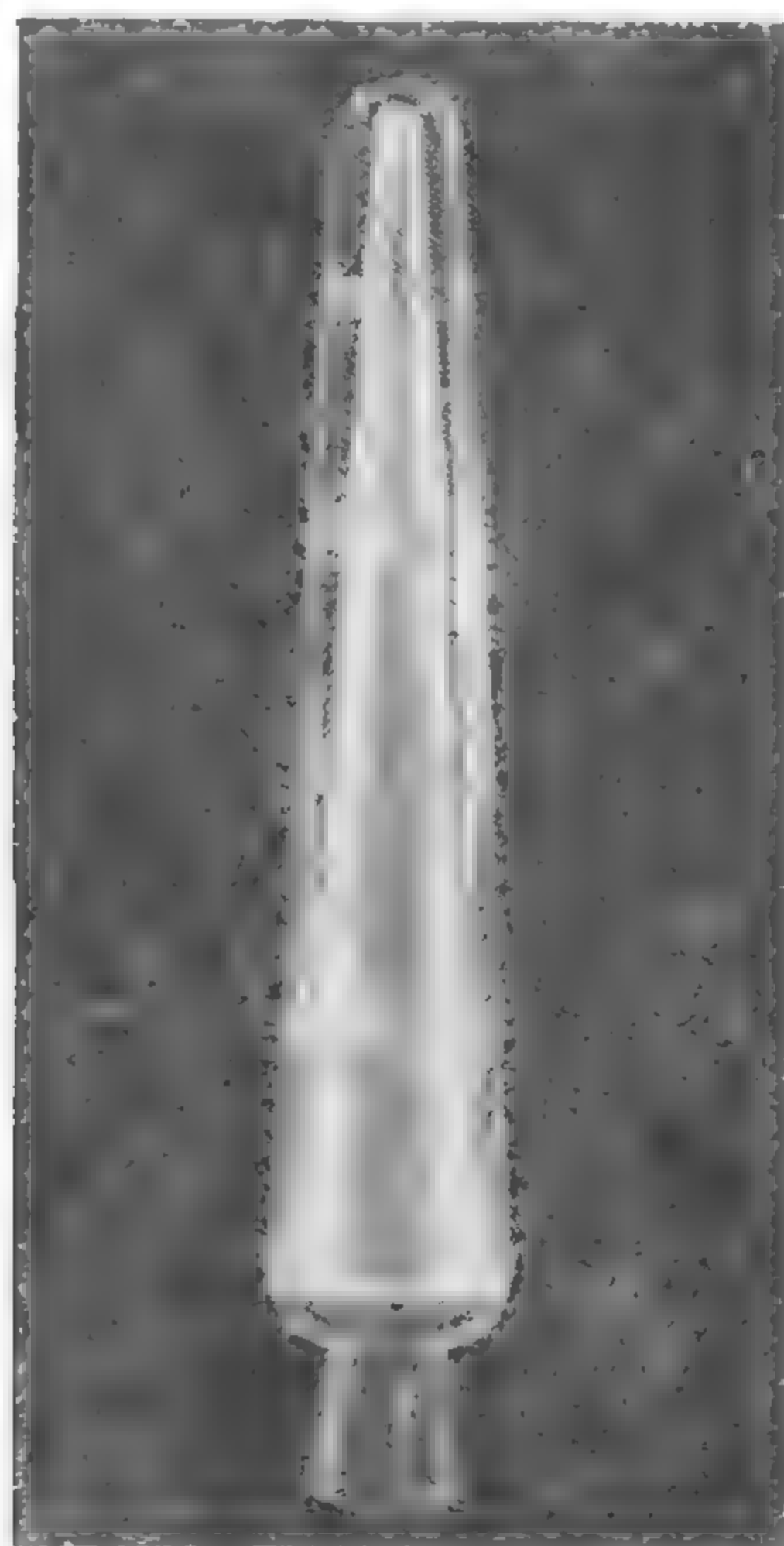


图 3.15b

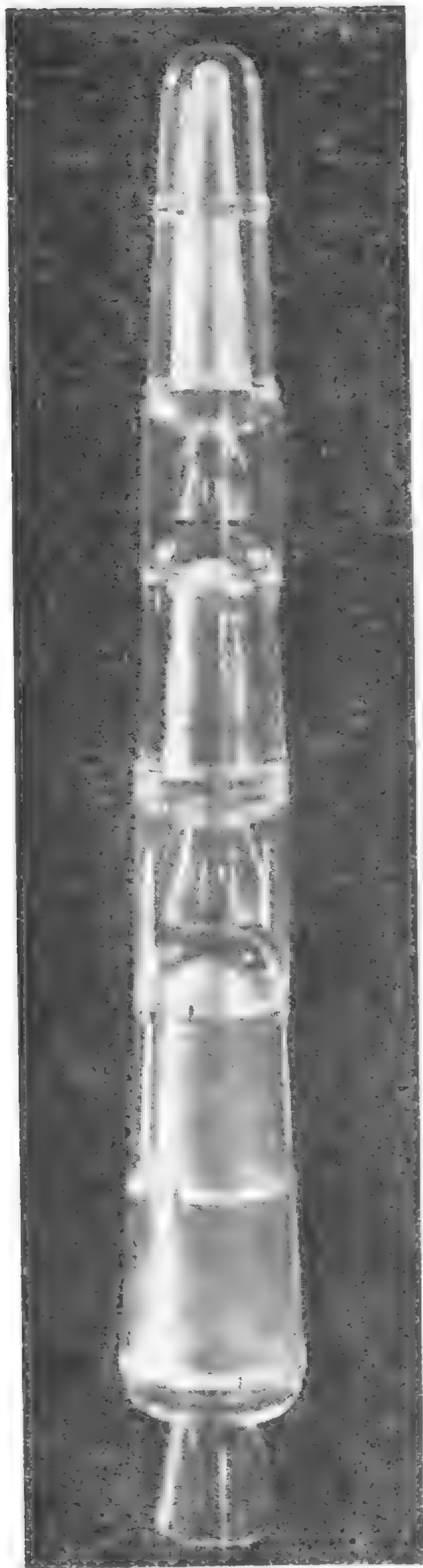


图 3.15c

图 3.15 a, b, c 是配用于液体发动机的型 模型

图 3.15a 是装配式的大型固体火箭的各组合段, 图 3.15b 表示所建议的大型固体火箭发动机的结构, 图 3.15c 则是一大型的三级固体火箭的总装模型。

另一个中心内容是采用带锥孔的锥形药柱, 这是固体发动机工艺中的一个新思想。由于采用这种形式的药柱, 可以增大装药容积系数和避免过分的浸蚀燃烧。因为对于接近喷管的药柱内孔流过的燃气量比上面其他部分内孔中流过的多, 而锥形通道则正达到了使内孔中气体流动速度趋于一致, 特别是使接近喷管处的内孔中流速不会过高, 这样就降低了接近喷管部分药柱的剧烈浸蚀燃烧, 保证了药柱燃烧的均匀性, 符合于恒定燃烧室压力和燃料全部燃尽的要求。还应指出一点, 由于采用了锥孔型药柱, 给予制造加工上带来了方便, 也更有效地保证了药柱的质量。因为内孔是锥状的, 在药柱浇铸好后, 取出制孔阳模时, 只需要把阳模移动几毫米就可以脱离药柱, 这样就使孔表面受损伤的可能性降低到最小。因此, 既简化了制造工艺过程和费用, 又提高了制造的可靠程度。

§ 3.9 新型火箭发动机——固液型发动机

我们知道, 火箭发动机对于推进剂性能的要求是多方面的, 其中又以考虑比冲为最主要的条件。但是其他一些条件在一定情况下往往也会起着很大影响或起着决定性的作用。如推进剂的密度, 当发动机的推进剂贮箱重量影响整个发动机的结构重量较大时, 它就成了一个不可轻视的要素了。在 § 3.1 中谈到了推进剂的容积比冲, 可以看出容积比冲愈大, 则同样体积的推进剂就可多产生推力或增长发动机的工作时间, 相应的就减少了发动机的结构比, 而增大了火箭的有效载荷。一般的液体推进剂的密度小, 固体推进剂密度大(见表 3.1 及表 3.8)。因此要想增大火箭的有效载荷, 一方面就要力求提高推进剂的比冲, 另一方面则要寻找高密度的推进剂。

目前来看, 固体推进剂的比冲虽然提高了, 但还是不及液体推进剂。然而它的密度大, 故有条件降低火箭的结构重量来弥补因比冲较小带来的缺点。液体推进剂有它独特之处, 就是液体发动机的推力很容易利用调节推进剂的流量来控制, 也适用于多次起动。而这里所要介绍的新型式的固液火箭发动机, 则几乎兼备了固体和液体发动机的优点。

固液火箭发动机通常是把燃料作成固体混合物浇铸在燃烧室内, 发动机工作时将液体氧化剂喷入药柱的燃烧孔中而燃烧。表 3.12 中介绍了几种以固体燃料与液体氧化剂为组合的固液推进剂。通常之所以采用氧化剂为液体、燃料为固体是由于一般的液体燃料的密度比液体氧化剂密度小。因此, 采用这种组合时可以提高推进

剂的平均密度，但是这个原则并不是绝对的，表 3.13 中的数据就是以液体燃料和

表 3.12 混合推进剂 ($p_c = 70.308$ 大气压, $p_a = p_c = 1.0335$ 大气压)

固体燃料	液体氧化剂	理论比冲(秒)		密度比冲(公斤/升/秒)	
		海平面	真 空	海平面	真 空
铝聚乙烯	99% H_2O_2	294	349	409	485
氧化锂	99% H_2O_2	295	345	372	435
氯化锂镁	99% H_2O_2	313	372	363	431
金属锂	99% H_2O_2	328	383	286	334

表 3.13 新的固体氧化剂过氯酸硝酰 NO_2ClO_4 的理论比冲

($p_c = 70.308$ 大气压, $p_a = p_c = 1.0335$ 大气压)

液 体 燃 料	使用 NO_2ClO_4 作氧化剂时的比冲 (秒)	使用 NH_4ClO_4 作氧化剂时的比冲 (秒)
H_2	349	287
BeH_2	346	340
AlH_3	305	302
B_5H_9	302	285
N_2H_4	295	265
偏二甲肼	289	259
C_2N_2	276	258
CH_4	278	252

固体氧化剂为组合的推进剂，比冲也是相当高的。如使用固体过氯酸硝酰 NO_2ClO_4 作氧化剂和液氢为燃料的组合，其比冲可达 349 秒。由表 3.1 及表 3.12 中可以看出，固液推进剂的密度比冲比一般液体推进剂的密度比冲要高，说明了固液型推进剂组合具有比固体推进剂高的比冲，而密度高于一般的液体推进剂。因此，这种组合的推进剂用于火箭发动机是很有前途的。

除了上述固液发动机在使用推进剂方面存在的优点外，它还在控制等方面具有液体发动机的优点。我们都知道，固体发动机所存在的一个大缺点是它的燃烧过程无法很好控制调节，而液体发动机则可以由调节推进剂的流量来控制发动机的起动、停车、燃烧室的压力和推力。固液发动机则具有这可调节的特点，即是调节液体组元的流量来控制燃烧过程。试验型的固液发动机已实现了 2.5 毫米/秒的低药柱燃烧速度，比表 3.8 所列纯固体推进剂的燃烧速度小多了。它也适用于多次启动的场合。其次，这个液体组元也可以用来作为燃烧室和喷管的冷却剂，同样可以进一步降低发动机的结构重量，也不必再寻找耐高温的喷管材料。

§ 3.10 发动机推力方向的调节

发动机推力方向的调节是关系到整个火箭是否能按照正确的轨道飞行的重要问题。在鎗炮中射出的弹头是按照一定的弹道运动的,弹头的方向是靠鎗膛的来复线的作用。一般航空飞行器是靠空气舵的作用来调整航向。而运载火箭在起飞时速度太低,空气舵没有足够的控制力;在高空时又因空气稀薄,空气舵也没有足够的控制力,因此必需靠另一些新的方式来调整航向,这就是借助于调节推力方向来达到目的。目前推力方向的调节可分为如下几种类型:

燃 气 舵

在第一章中已经提到了齐奥尔科夫斯基建议以燃气舵来控制火箭飞行的稳定性。这种方法比较简单,因此,在最早期的 V-2 火箭上就采用了燃气舵来控制。图 3.16 中表明了由于燃气舵片与燃气喷射方向成 δ 角度时所产生的作用力示意图。其中力矩 M 是作用在火箭上使火箭绕重心产生转动,从而改变了火箭的飞行方向。这种控制方法的最大缺点是对发动机的推力损失很大;例如,对 V-2 火箭的燃气舵来说,当 $\delta = 0$ 时,四个舵片产生的总推力损失达 460 公斤,而当舵片转动角度时损失还要增大。燃气舵存在的另一个问题是舵片处在喷出温度达 $2,500^{\circ}\text{C}$ 以上的燃气中工作。因此,舵片的材料必须是耐高温,否则就会被烧毁而失去作用。舵片通常采用石墨。近年来有人研究采用含硼硬玻璃制成玻璃钢的燃气舵。这种玻璃作为喷管蒙皮和燃气舵的效果特别好,因为在温度很高时它的表面才变为浓稠的液体,随即吸收大量热量而蒸发;而本身向内部传热确很少。因此,这种燃气舵的烧蚀是相当慢的。

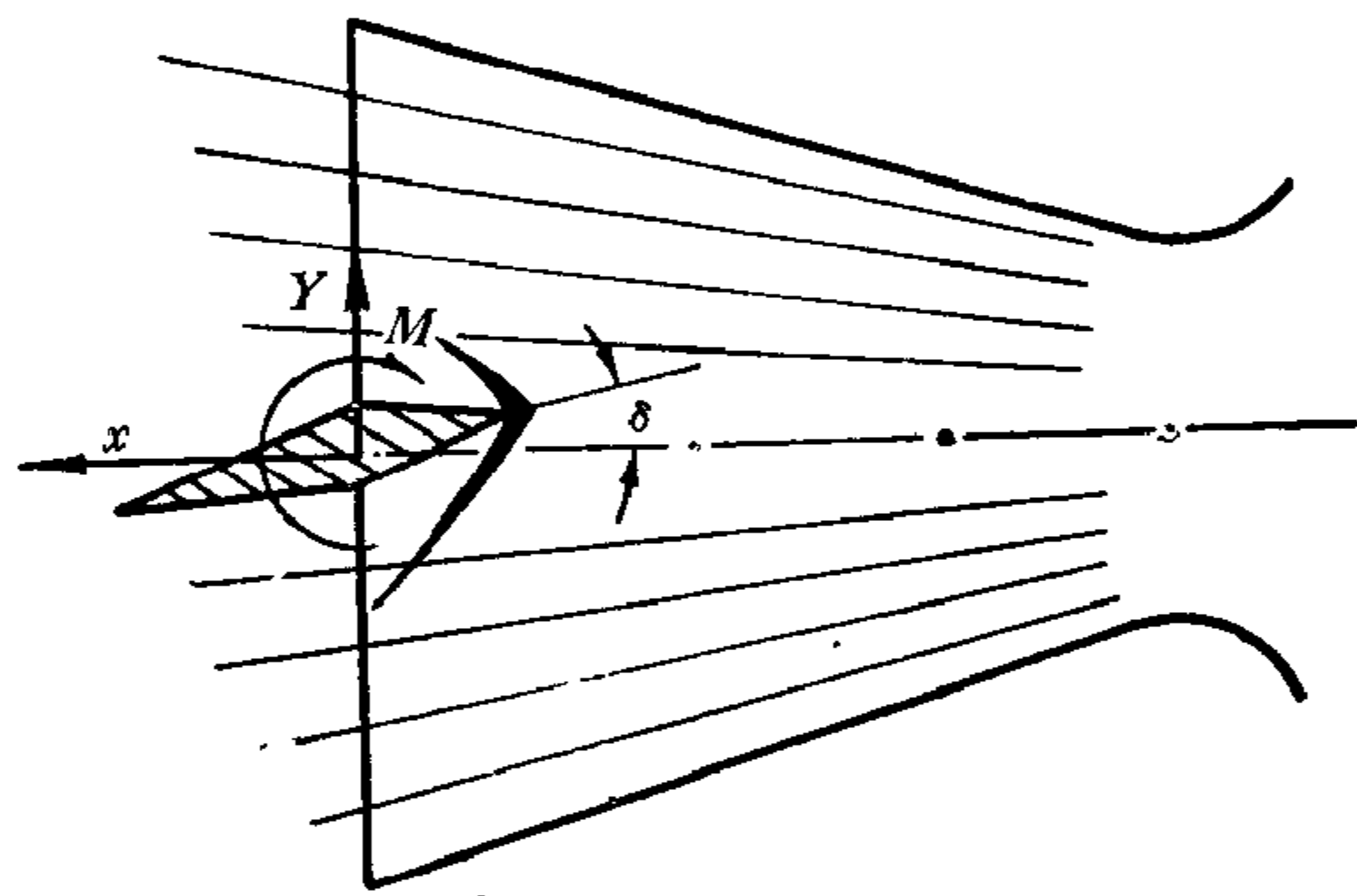


图 3.16 发动机喷气气流中的燃气舵

改变喷气方向

这种方法的一种是用机械带动整个发动机(不包括推进剂贮箱),绕一定点旋转以使发动机的排气方向偏离火箭轴线方向(即火箭原来运行方向)(见图 3.17)。由于喷气方向的改变,而作用在火箭上推力方向也改变,火箭也随之改变方向。采用这种

表 3.14 氧化剂的某些物理化学性能

氧化剂	沸点 (°C)	冰点 (°C)	临界温度 (°C)	临界压力 (大气压)	密度 (克/厘米 ³)	粘度 (厘泊)	比 热 (卡/克分子·°C)
O ₂	-183.0	-218.8	-118.8	49.7	(液)1.114(沸)	0.190(沸)	(液)12.99(沸)
H ₂ O ₂ , 98%	150.2	-0.435	457	214	1.4422(25°C)	1.798(0°C) 1.156(25°C) 0.819(50°C)	21.36(0—27°C)
紅发烟硝酸	60	-52到-60			1.593*(0°C) 1.551*(25°C) 1.515*(45°C)	1.990*(0°C) 1.249*(25°C) 0.909*(45°C)	
ClO ₂ F (过氯酰氟)	-46.8	-146	95.17	53.00	(液)1.700(-50°C) (液)1.518(0°C) (液)1.413(25°C) (液)1.287(50°C)	(液)0.384(-50°C) (液)0.219(0°C) (液)0.175(25°C) (液)0.148(50°C)	23.05(-50°C) 25.51(0°C) 26.74(25°C) 29.71(50°C)
N ₂ H ₄ (四氟化肼)	-74±1	-162	37.5	54	1.5(-100°C)		
F ₂ (氟)	-188.14	-219.62	-129.2	55	(液)1.51(沸)	0.257(沸)	13.948(沸)

表 3.14 (續)

氧化剂	蒸 汽 压 (大 气 压)	汽 化 热 (千卡/克分子)	生 成 热 (千卡/克分子)	熔 解 热 (千卡/克分子)	毒 性 (空气中最大允许含量) ($\times 10^{-6}$)
O_2	$\log \frac{(P \text{ 毫米汞柱})}{760} = 5.2365 + \frac{419.31}{T} - 0.60618T$	1.630(沸)	(液) - 3.109 (沸)	0.1065(熔)	7
H_2O_2 , 98%	$\log P = 44.5760 - \frac{4025.3}{T^{\circ}K} - 12.996 \log T^{\circ}K + 4.6055 \times 10T^{-3}$ P-毫米汞柱. 0.00265(25°C) 0.06675(80°C)	12.334(25°C) 11.260(沸)	(液) - 44.780 (25°C)	2.987(冰)	1.0
紅发烟硝酸	$\left. \begin{matrix} 0.180(25^{\circ}C) \\ 0.522(45^{\circ}C) \end{matrix} \right\} \text{对应成份} \left\{ \begin{matrix} HNO_3 \text{ 84.6\%} \\ N_2O_4 \text{ 13.4\%} \\ H_2O \text{ 2.0\%} \end{matrix} \right.$				
ClO_2F (过氧酰氟)	$\log P(\text{大气压}) = 4.46862 - \frac{1010.814}{T(^{\circ}K)}$ 11.98(25°C) 21.91(50°C)	4.6(沸) 3.5(25°C)	(液) - 8.62 (25°C) (气) - 5.12 (25°C)		3-40 (每周 40 小时工作)
N_2H_4 (四氮化肼)	$\log P(\text{厘米汞柱}) = 6.9643 - \frac{811}{T^{\circ}K}$	3.170	(气) - 2.0 ± 2.5 (25°C)		
F_2 (氟)	$\log P(\text{毫米汞柱}) = 7.08718 - \frac{357.258}{T^{\circ}K} - \frac{1.3155 \times 10^{13}}{T^3}$	1.564(沸)	(液) - 2.874 (熔)	0.1220	0.5

方法只需使发动机轉动很小的角即可,因此推力損失很小。发动机是由一个电动机或液压元件带动,使它可以任意轉动。結構虽比較复杂,但是它适用于发动机長時間工作的需要,此为燃气舵所不及。

改变发动机噴气方向的办法用在固体发动机上則由于固体发动机整个燃烧室較

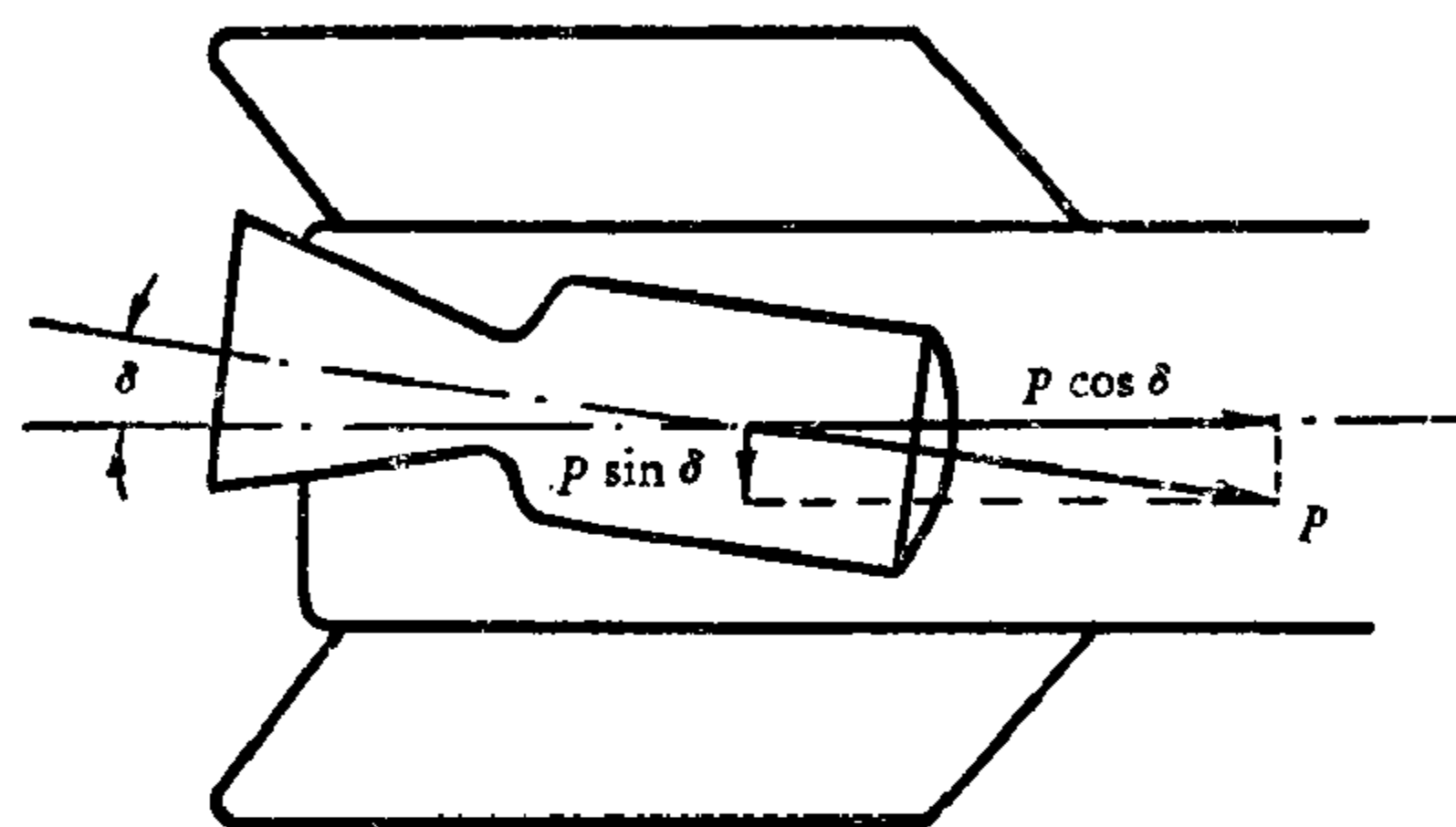


图 3.17 摆动发动机

大,而且装有推进剂,因而可以想象其重量比液体发动机燃烧室要大得多,故不可能采用和液体发动机同样轉动整个发动机的方向来調节推力方向。对固体发动机則采用了可以改变方向的方向噴管(图 3.18)。

前面所述的两种改变推力方向的方法是一直到現在所貫用的办法,如 V-2

火箭用燃气舵,而“上星”火箭是用搖摆发动机(搖动八个 H-1 发动机的外圈四个)。

最近又有另一个創議,建議从燃烧室中引出一部分高压燃气,引到对称布置在噴管膨胀部分(超声速部分);侧壁的几个孔,孔的开闭是可控制的。如果孔是关闭的,那就沒有燃气引入噴管侧壁,气流正常,推力方向与噴管軸向相同。如果一个孔开了,高压燃气从噴管侧壁进入噴管,引起气流中的斜激波(图 3.19),噴气方向就变了,推力方向也就变了。利用四个孔的开闭,我們就能改变发动机推力到任意方向。这个方法如能实现,将是一个比較輕的設計,因为它沒有燃气舵或搖摆发动机那样笨重的元件及机构。

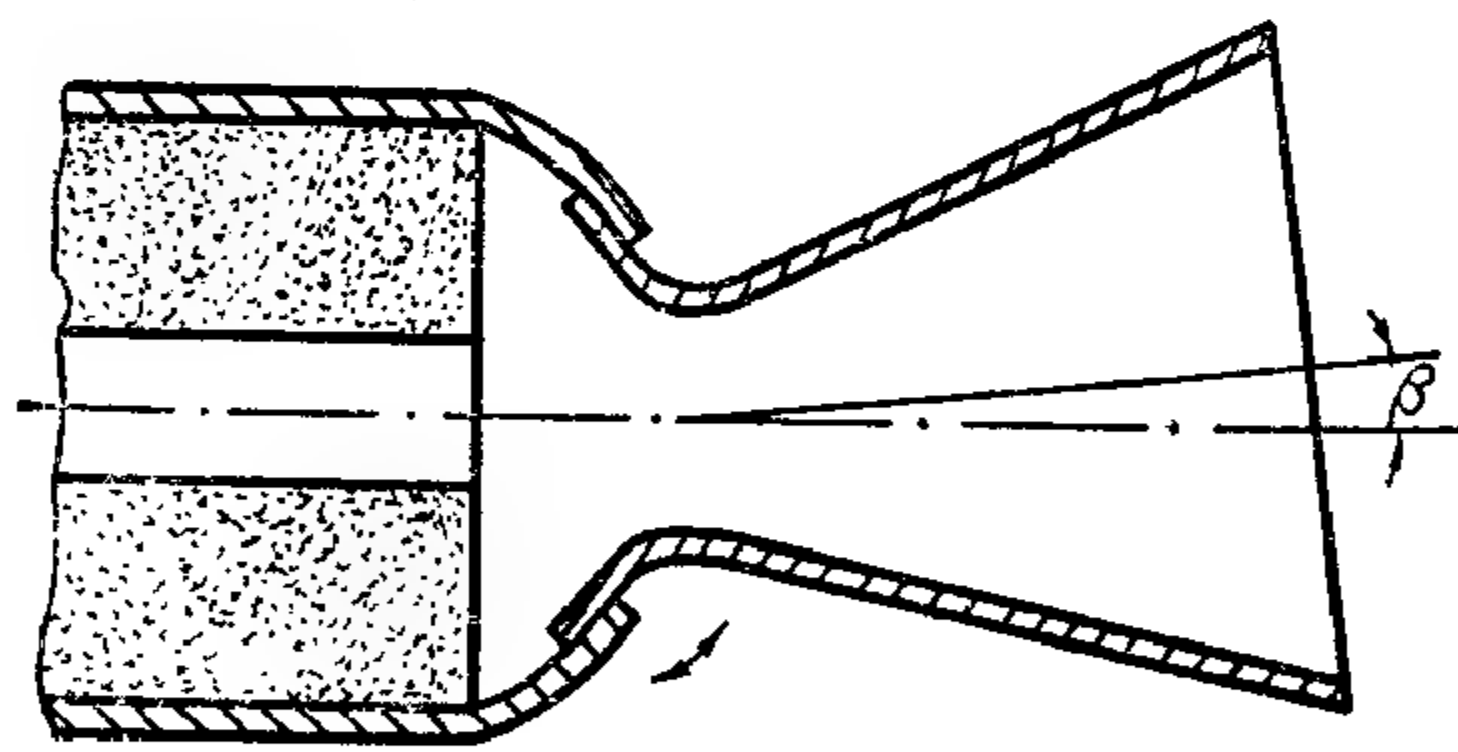


图 3.18 固体发动机的万向活动噴管

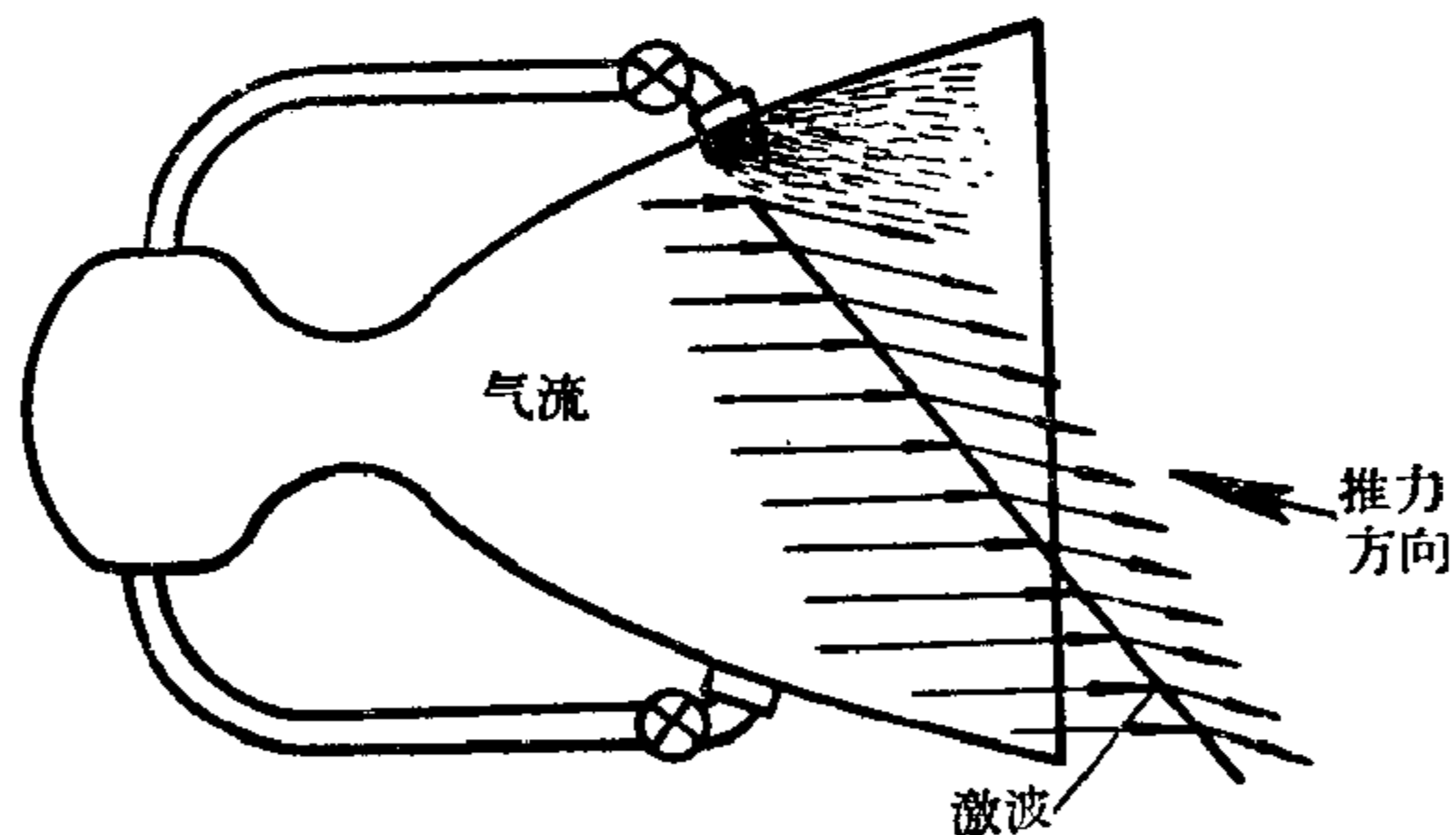


图 3.19 用斜激波改变噴气方向

表 3.15 燃料的某些物理化学性能

燃料	沸点(°C)	冰点(°C)	临界温度(°C)	临界压力(大气压)	密度(克/厘米 ³)	粘度(厘泊)	比热(卡/克分子·°C)	蒸气压(大气压)	汽化热(千卡/克分子)	生成热(千卡/克分子)	溶解热(千卡/克分子)	毒性(空气中最大允许含量)($\times 10^{-6}$)
RP-1 煤油		< -40			(液)0.80 (25°C)	1.0(0°C)	0.4卡/克分子 (25°C)					
NH ₃	-33.38	-77.76	132.3	111.3	(液)0.6386 (0°C) (液)0.6029 (25°C) (液)0.5629 (50°C)	(液)0.169 (0°C) (液)0.136 (25°C) (液)0.125 (50°C)	19.36(25°C)	3.759(-3°C) 10.469(27°C) 18.458(47°C)	5.581(沸) 0.829 (25°C)	(液)-11.869 (25°C) (气)-11.04 (25°C)	1.351 (冰)	100
N ₂ H ₄	113.5	1.5	380	145	1.0(25°C)	0.9(25°C)	23.72(25°C)	0.026 (30.7°C) 0.132 (62.5°C)	9.600(沸)	(液)+12.05 (25°C)	3.025 (冰)	0.5—1.0
CH ₃ N ₂ H ₃ (甲胍)	87.5	-52.4			0.938 (-50°C) 0.897(0°C) 0.874(25°C)	19.0(-55°C) 0.78(25°C)	32.25(25°C)	0.0653(25°C) 0.526(70°C)	9.648 (25°C)	(液)+12.7 (25°C)	2.491 (冰)	0.5—0.1 (每天工作八小时)
B ₃ H ₉	60.60	-46.75	227		0.644(0°C) 0.623(25°C)	0.4(0°C) 0.3(25°C)	36.12(25°C)	0.279(25°C)	7.28 (25°C)	(液)+7.74 (25°C) (气)+15.02 (25°C)	1.468 (冰)	0.01 (每天工作八小时)
Al(BH ₃) ₃	44.5	-64.46			0.570(0°C) 0.549(25°C)	0.280(0°C) 0.210(25°C)	44.3(0°C)	0.157(0°C) 0.474(25°C)	6.871 (25°C)	(液)-74.7 (25°C) (气)-67.8 (25°C)	1.68 (冰)	0.01 (估计)

第四章 运载火箭的技术实现

§ 4.1 多级运载火箭的级数

我們知道,实现星际航行的重要条件之一,是必須具有足够大的动力,使飞行器具有足够高的速度,由地球的表面飞向太空。也就是在第一章已讲过的,如果要发射人造地球卫星,必須具有第一宇宙速度(7.91 公里/秒);发射宇宙火箭(即人造太阳行星),必須具有第二宇宙速度(11.18 公里/秒);要脱离太阳系引力场,必須具有第三宇宙速度(16.63 公里/秒)。在现代科学技术的成果中间,能够满足要求的只有火箭发动机。但是,要用什么样的火箭发动机才能达到这样高的速度呢?为了回答这个问题我們用齐奥尔科夫斯基公式来进一步分析和讨论。这里为了分析问题简化起见,忽略了地球引力和空气阻力的影响。

設 $\frac{M_1}{M_2}$ 为火箭起飞时与燃烧終了时的质量比; V 为燃烧終了时火箭所具有的速度; c 为有效喷气速度。那么

$$V = c \ln \frac{M_1}{M_2} = gI_s \ln \frac{M_1}{M_2}. \quad (4.1)$$

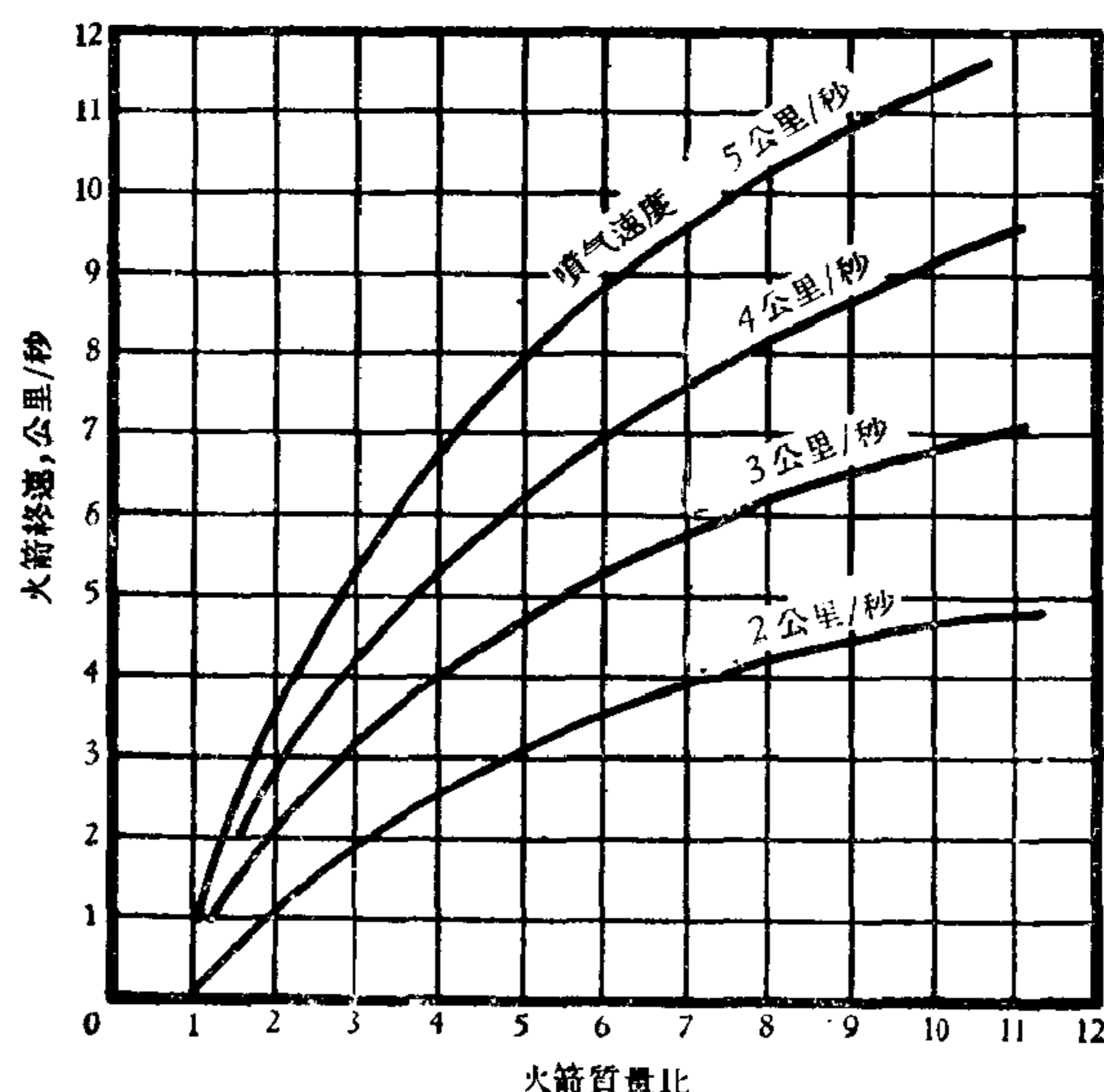


图 4.1 火箭最终速度及喷气速度与质量比的关系

由公式(4.1)我們看到,在不考虑外力作用的情况下,火箭的最终速度(也就是最大速度) V 是与火箭的喷气速度 c 以及火箭质量比 M_1/M_2 的对数成正比,其变化规律可参看图 4.1。也就是说:在一定的推进剂重量之下,火箭本身的重量(即结构重量)越小越好,以便使 M_1/M_2 增加,获得最大的火箭飞行的终速度 V 。公式告诉了我们,最大的火箭终速度与燃烧过程的时间或推进剂的绝对重量无关,只和推进剂的重量与火箭的结构重量之比

例有关。因此,我们可以从提高燃气的喷气速度和增大起飞质量与最终质量之比这两个方面来提高火箭的最终速度。而燃气喷气速度的提高是受推进剂性能的限制,与推进剂燃烧过程所产生的温度和燃气的平均分子量有关。假如我们利用目前的一些化学推进剂,所能够获得的最大喷气速度只在 2.5 公里/秒到 3 公里/秒左右。前一章已说明,目前认为较好的液氧及液氢、液氟及液氢推进剂组合,也只能达到 4 公里/秒左右。若考虑到火箭可能的结构,火箭最初与最终之质量比不可能大于 10,按照以上根据,代入齐奥尔科夫斯基公式算出的火箭最终的速度约为 9 公里/秒。所以,如果考虑了地球的引力及空气的阻力损失,最终速度最多只能达 7 公里/秒,这比起第一宇宙速度也还差一些。这也就说明了,用目前的化学推进剂的能量,用单级火箭是不能够进行星际航行。当然随着科学技术的发展,我们也可以考虑利用原子反应堆作热源,以液态氢作喷射工作介质,就有可能把喷气速度增加 2—3 倍。但这又跟着带来了一系列必须要解决的技术问题,如耐高温材料、传热等问题。所以在目前的星际航行里,运载火箭不是单级,而是用多级运载火箭。

另外,我们也可以从提高火箭最初与最终时质量比方面来看;因为质量比是以对数出现在公式里,而数值的对数的增加比算数的增加要慢得多,所以质量比的增加对火箭的最终速度的影响较小。同时,对于一定的推进剂的重量,质量比是受结构材料的限制,不能无限制的提高,而要提高质量比,一个比较现实的方法就是采用多级运载火箭。

多级运载火箭的组合(参看图 4.2)是由称为“级”的个体火箭组合而成的,在起飞前形成一个飞行的整体。每一级是一个独立的工作单位,其内装有自己的推进剂及发动机的一切输送控制系统。当第一级(也叫做最低一级)火箭发动机开始工作时,整个火箭组合便起飞了。当第一级火箭的推进剂燃烧完以后,使整个火箭组合达到了一定的速度。这时第一级火箭完成了它担负的任务以后,便自动的脱离火箭组合系统,同时第二级火箭发动机自动点火开始工作,在第一级加速的基础上使火箭组合系统进一步的加速。这样继续下去,每一级在完成了它所担负的任务以后,就自动的脱离整个系统,一直重复到带有有效负载的最后一级火箭发动机点火时为止,则多级运载火箭最终产生的速度为各级火箭产生的

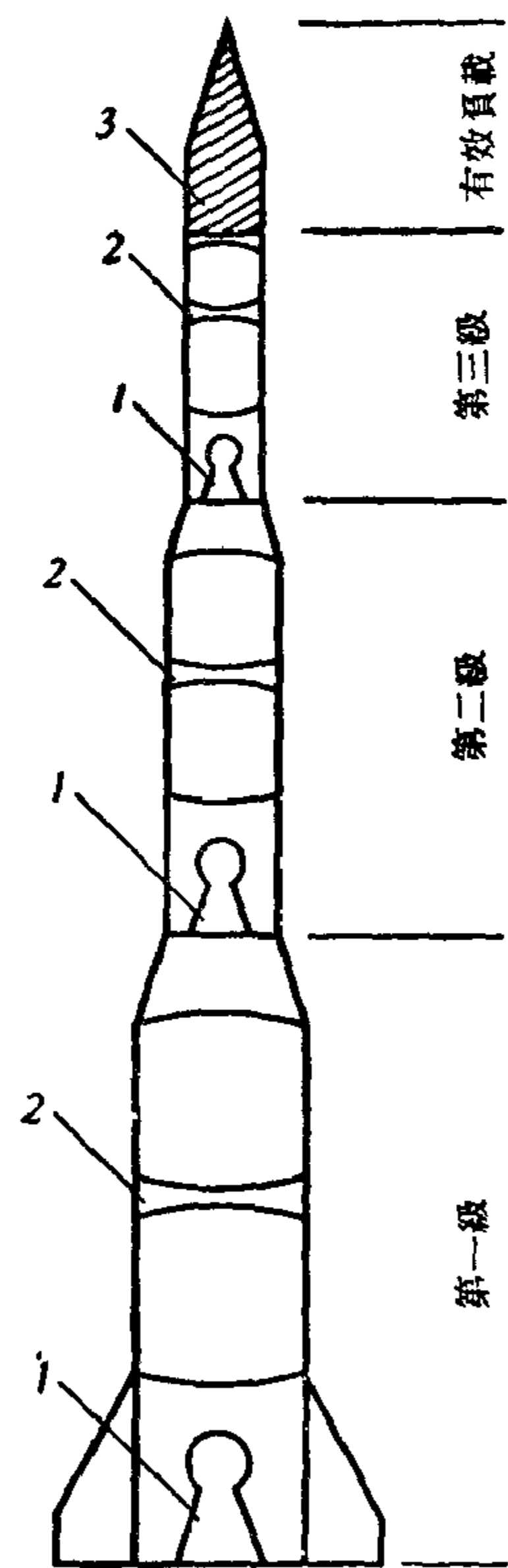


图 4.2 三级火箭示意图
1—发动机; 2—贮箱及其他结构; 3—有效负载。

速度总和, 如果为 n 級火箭, 則最終的速度为

$$V_N = V_1 + V_2 + \cdots + V_n = \sum_{i=1}^{i=n} V_i. \quad (4.2)$$

其中 V_i 为 i 級在刚刚終止燃烧时所給与被推进的諸級的速度增量 V_i , 与該級的有效噴气速度和質量比有关. 如果 c_i 为 i 級的有效噴气速度, $M_1^{(i)}$ 、 $M_2^{(i)}$ 为 i 級点火时及燃烧終了时的火箭質量, 它們不但包括 i 級本身的質量, 而且也包括了 i 級以上的各級質量和有效負載, 那么

$$V_i = c_i \ln \frac{M_1^{(i)}}{M_2^{(i)}}. \quad (4.3)$$

从以上的分析来看, 目前在星际航行里的运载火箭肯定是多級的运载火箭, 不是单級运载火箭. 我們可以看出, 应用多級运载火箭具有很多的优点, 同时也存在着一些缺点:

首先一个优点是: 由于多級运载火箭的每一級, 根据它所担负的任务能够独立的进行工作. 当它的推进剂燃烧完后, 这一級在完成了自己的任务后就自动的脱离多級运载火箭系統. 而被摔掉的一級火箭, 其本身具有一定的重量(主要是結構重量如推进剂箱、发动机及控制輸送系統等的重量), 这部分重量是不需要将它加速到运行軌道的速度, 这样就节省了把不需要加速的那部分重量加速所需的动力, 因而減少了推进剂的消耗, 提高了运载火箭的設計效果. 由于多級运载火箭有随时丢掉不需要的重量的特性, 因而在运载火箭工作的过程中, 能够不断的減少飞行重量, 使其获得良好的加速性能, 逐步达到較高的飞行速度.

第二个优点是: 由于多級运载火箭每一級工作的独立性, 每一級工作的高度范围是不同的. 如第一級一般是从地面到 70 公里左右的高度飞行, 而第二級在 70 公里以上的高空飞行. 因此, 就可以相应于不同的飞行高度, 采用不同形式的发动机, 更好的适应于这一級发动机的工作条件. 例如, 可以根据高度的不同, 大气压力不同, 采用不同的噴管的膨胀比. 也可以在各級使用不同的推进剂, 如在高空点火困难, 就可以采用高比冲的自然推进剂組合. 为了減少最后几級的重量和簡化結構, 采用不同的設計方案; 如在最低几級, 因为推力大, 推进剂的流量大, 这时就可以采用渦輪泵組合的輸送供应系統; 而在最后几級, 推力小, 推进剂的流量也小, 其推进剂的貯箱尺寸也小, 故可以考虑使用挤压式的輸送供应系統更为适宜. 同时也可以考虑在最后几級使用固体推进剂的发动机, 使发动机的結構更进一步的簡化, 結構重量降低. 这样我們就可以在相应的飞行高度及其飞行条件下, 从更多方面来选择不同的設計方

案,设计出较好的发动机,也就提高了飞行性能及设计效果。

多级运载火箭的第三个优点是:采用了多级火箭以后,对每一级的推力大小、工作时间等可以灵活的选择,以适应于火箭质量不断减小、轨道倾斜度不断增加的变化。也就能从一个与发射轨道的要求相适应的加速度,来选择每一级火箭的最初加速度。

多级运载火箭的第四个优点:由于一级一级的运载火箭,当它的推进剂燃烧完了就被摔掉,开动新的一级的发动机,加速度可以调整一次,不至于一直上升,这对于在星际航行里载人的火箭是很有利的。运载火箭起飞时的推力必需大于重量,一般为重量的 1.25 到 1.5 倍;但是它随着推进剂的逐渐消耗,火箭质量的减小,其加速度也跟随上升;另一方面由于飞行高度的增加,火箭的推力也微有增加。所以质量逐渐减小,推力逐渐上升,这两个因素使得火箭的加速度越来越大,由开始不到一个 g (重力加速度)逐渐的上升到第一级熄火时的加速度 $5-6g$ 。如果不采用多级火箭,而采用单级火箭时,其加速度继续随着推进剂的减少而增大到使人受不了的情况(一般加速度在 $5-6$ 个 g 时人还能适应)。使用多级运载火箭就可以解决加速度过大的问题,因为多级运载火箭的每一级的推力不同,我们可以在设计上来控制最大的加速度值。当第一级工作加速度达到 $5-6g$,使其熄火被摔掉,第二级开始工作。而第二级的推力比第一级小得多,故其加速度值就从 $5-6g$ 下降到 $1g$ 左右。然后又随着第二级推进剂的减少,加速度又逐渐的增加,增加到我们要求的最大加速度后,第二级熄火第三级开始工作。这样继续下去,整个加速度随时间的变化是成锯齿形曲线变化。所以多级运载火箭就可以避免在飞行过程中出现过大的加速度,为人类进行星际航行开辟了道路。

虽然多级运载火箭有这样多的优点,但是,是否火箭的级数越多越好呢?是否可以无限的增加火箭的级数来获得无限高的速度呢?在回答这问题时,我们必须看到多级运载火箭还有它的缺点,使我们不能无限制的来增加它的级数。

首先一个缺点:随着火箭级数的增加,必然带来整个多级火箭组合系统的复杂化;如控制问题,级数越多越复杂。当每一级脱落时,由于质量、角惯量的改变,使整个多级火箭组合的动力学性质改变了,控制系统里的一些参数也必须跟随着改变。每一级脱落时都要引起这些改变,而这些改变都要由控制系统来进行自动地调整。因此,随着级数的增加,这些调整会变得相当复杂。

第二个缺点是:由于多级运载火箭结构和控制的复杂性,不单是给设计带来了更多的困难,而更重要的是使多级运载火箭工作的可靠性降低了。随着级数的增加,系

統就越复杂,其工作的可靠性就越低。即使火箭的性能都很好,但因其可靠性差,那也不是一个好的設計。所以在多級火箭的設計里,工作的可靠性是相当重要的。

总的看来:在目前的情况下,要实现星际航行,不用多級运载火箭是不可能的。但是級数要选择恰当,要适可而止。目前一般的情况是:要发射低軌道卫星(即几百公里高的軌道),使用普通的化学推进剂时,用二級或三級运载火箭就可以了。要发射高軌道卫星或者达到第二宇宙速度时,級数相应的增加为三級或四級运载火箭。所以整个設計,一方面要滿足发射軌道的要求,結合已經掌握的发动机,要求多級。但是一定要与多級运载火箭的复杂性及可靠性結合起来,尽量使級数少。两方面必須統一起来考虑,不能片面的強調多級。

§ 4.2 运载火箭的实例

为了給我們一个概念,有較具体的来了解,該举一些运载火箭为实例。由于資料的限制,下面就介紹一些美国的多級运载火箭的情况(表 4.1)。表里“偵察兵”多級火

表 4.1 美国現有的和即将有的运载火箭

型 号	每級推力*(吨)和推进剂	长**(米)	最大直径 (米)	有效負荷(公斤)***		
				到 550 公 里高軌道	第二宇 宙速度	到土星和 金星附近
“偵 察 兵”	第一級 46.7 (固体) 第二級 28.1 (固体) 第三級 6.2 (固体) 第四級 1.3 (固体)	19.8	1.0	68		
“婚 神 II”	第一級 68.0 (液氧及煤油) 第二級 6.8 固体 第三級 1.8 固体 第四級 0.7 固体	23.5	2.7	13 (最大)	6.8	
“雷神-Delta”	第一級 68.0 液氧及煤油 第二級 3.5 白烟硝酸及偏二甲肼 第三級 6.8 固体	28.0	2.4	227	27	
“雷神-Agena B”	第一級 74.8 液氧及煤油 第二級 6.8 紅烟硝酸及偏二甲肼	26.2	2.4	726		
“宇宙神-Agena B”	第一級 166.5 液氧及煤油 第二級 36.3 液氧及煤油 第三級 6.8 紅烟硝酸及偏二甲肼	30.0	3.05	2270	340	
“宇宙神-半人馬座”	第一級 166.5 液氧及煤油 第二級 36.3 液氧及煤油 第三級 13.6 液氧及液氢	32.0	3.05	3856	1134	680

* 在海平面上的推力。

** 不計有效負載的长度。

*** 有效負載有时包含了最后一級火箭的結構重量在內。

箭全部是使用固体推进剂,它可以作为小负载的运载火箭,如进行仪器的高空探测时用。而“婚神 II”多级运载火箭的效率低,现在不使用了。“雷神-Delta”是“雷神”中程弹道式导弹作为第一级,第二级是“Delta”;由于“雷神”比较成熟可靠,所以用得较多。而“雷神-Agena B”的第二级是另一个叫“Agena B”的火箭。“宇宙神-Agena”和“宇宙神-半人马座”都用“宇宙神”为基础,再在上面加了“Agena B”或“半人马座”火箭。“宇宙神”是洲际弹道火箭,它是一个一级半的火箭,其一级半的意思是指:有三个发动机,中间一个小的发动机,其推力为 36.3 吨,而两旁各一个大的发动机,其推力为 84 吨。这三个发动机在起飞时同时点火。当工作了 100 多秒以后,两旁推力为 84 吨的发动机熄火后自动的脱落,而中间一个小的发动机仍继续工作。所以它们是同时点火就不能称为二级,同时又因两个发动机熄火后一个仍继续工作,也不能称为一级,故就称为一级半。它这样安排的主要目的,是为了避免高空点火的困难和不可靠性,所以制成全部在地面点火,使其起动可靠。但由于整个火箭还有些问题,所以“宇

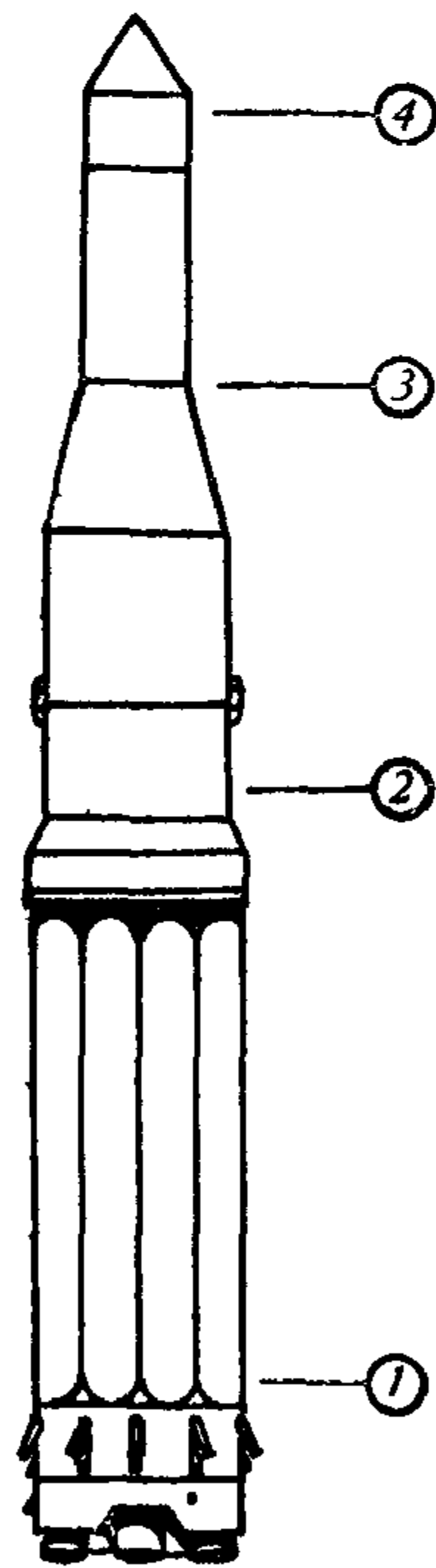


图 4.3 “土星” C-1

① S-1; ② S-1; ③ S-5; ④ 有效负载。

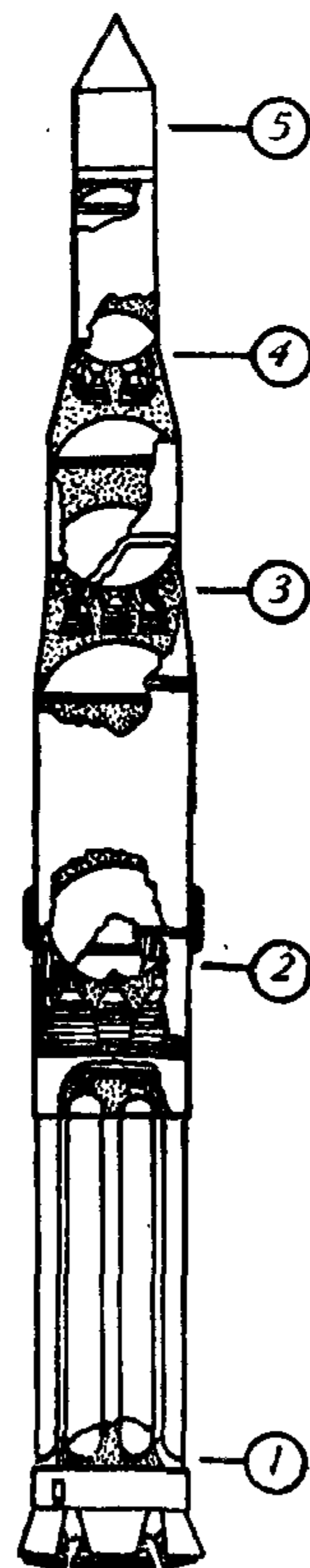


图 4.4 “土星” C-2

① S-1; ② S-3; ③ S-4; ④ S-5; ⑤ 有效负载。

宙神”多級火箭目前用得很少。現在發展的“半人馬座”採用了兩個在上一章中所講的 LR-115 液氧及液氫發動機,使“宇宙神-半人馬座”運載火箭比“宇宙神-Agena B”運載火箭的性能有所提高,但是現在還在試驗中。

象在第一章中所講的,美國目前努力發展的是“土星”運載火箭。它一共有三個方案:三級的 C-1 型(圖 4.3),四級的 C-2 型(圖 4.4)和五級的 C-3 型。組成這些型號的各級實際一共有五種 S_1, S_2, S_3, S_4 及 S_5 , 它們的尺寸及性能見表 4.2, S_5 實際上

表 4.2 組成“土星”運載火箭的各級

	S_1	S_2	S_3	S_4	S_5
C-1 型中的用途	第一級			第二級	第三級
C-2 型中的用途	第一級		第二級	第三級	第四級
C-3 型中的用途	第一級	第二級	第三級	第四級	第五級
直 徑 (米)	~6.7			5.5~5.6	3.05
長 (米)	25.0		28.6	15.25	16.20
發動機數和型號	8 × H-1	4 × J2*	2 × J2**	4 × LR115	2 × LR115
推 進 劑	RP-1 煤油及液氧	液氫及液氧	液氫及液氧	液氫及液氧	液氫及液氧
推 力 (噸)	8 × 85.4 = 683***	4 × 90.7 = 362.8	2 × 90.7 = 181.4	4 × 7.94 = 31.76****	2 × 7.94 = 13.60

* 可能安裝 6 台 J2 發動機

** 可能安裝 4 台 J2 發動機

*** 推力預計可增到 8 × 113.4 = 907.2 噸

**** 推力預計可增到 4 × 9.07 = 36.28 噸

就是上面所講的“半人馬座”的改進型,由這些級所組成的三個“土星”方案的性能見表 4.3;可見如果“土星”運載火箭一旦實現,它的運載量將是可觀的。C-3 方案預計還可以将載人飛船送達月球,在月球上安全著陸,然後返回地球。

表 4.3 “土星”運載火箭的方案

方 案	C-1	C-2	C-3
級 數	3	4	5
各 級 型 號	$S_1 + S_4 + S_5$	$S_1 + S_3 + S_4 + S_5$	$S_1 + S_2 + S_3 + S_4 + S_5$
全 長 (米)	~56.5	65~70	
起 飛 重 量 (噸)	550—580		
計劃第一次發射時間	1963—1964 年	1965—1967 年	
有效負載(公斤)			
將衛星送入 480 公里高的軌道	9,980	20,400	25,000
將飛行器送入繞月球后面的軌道	5,440	載人飛船	—
將火箭送入行星際軌道	4,080	7,700	—
將衛星送入 24 小時的軌道	2,040	4,080	—
向月球作安全著陸	1,090	2,270	—

“土星”的第一級 S_1 (見圖 4.5) 是三個方案通用的,可與不同上面幾級及不同有

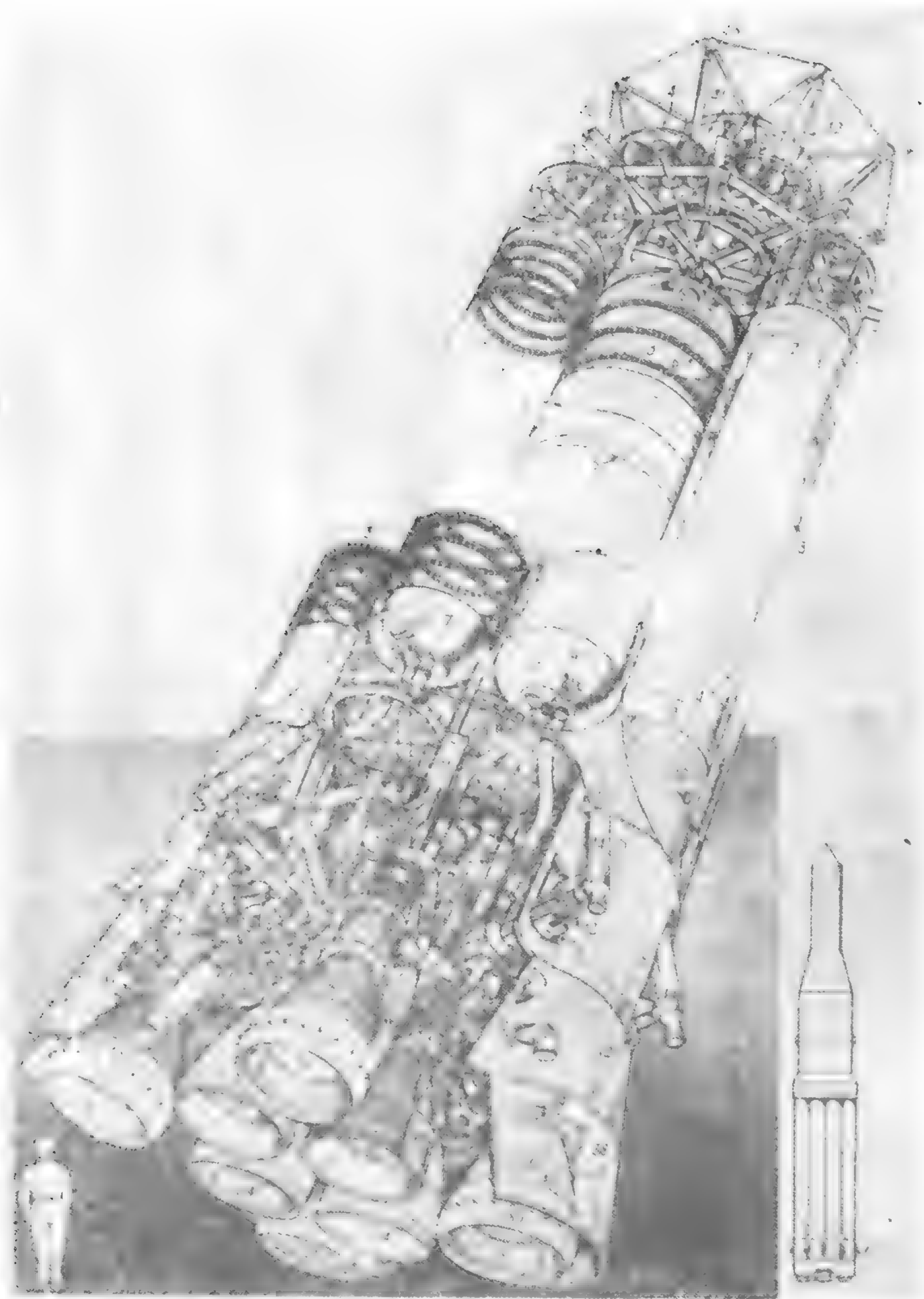


图 4.5 “土星”火箭第一级的结构详图

1——中央液氧箱； 2——外围煤油箱； 3——外围液氧箱； 4——外围煤油箱； 5——焊缝； 6——隔框； 7——箱底； 8——外围推进剂箱的定位构件； 9——中央液氧箱的定位构件； 10——加强肋； 11——推力架； 12——支撑凸耳； 13——抗拉杆； 14——液氧加注口； 15——煤油加注口； 16——中央贮箱的加注和输出接头； 17——液氧输出歧管； 18——煤油输出歧管； 19——波纹管； 20——高压气瓶； 21——推进剂箱的清洗和通风管； 22——液氧泵； 23——液氧输出活门； 24——燃料泵； 25——润滑油和添加剂贮存器； 26——涡轮； 27——火箭起动机； 28——涡轮排气管； 29——燃料回流管； 30——吸气器； 31——热交换器； 32——涡轮泵安装架； 33——外圈发动机； 34——内圈发动机； 35——常平推力座； 36——燃烧室保护套； 37——液压常平作动筒； 38——镀金隔热板； 39——软质密封层； 40——蛛网形架； 41——回收系统容器； 42——联结杆； 43——第二级火箭的承座； 44——回收系统的反向火箭； 45——涡轮燃气发生器。

效負載組成不同的組合。整個火箭的重心位置、轉動慣量、空氣壓力分布以及軌道上加速度等都隨組合的不同而改變,第一級的設計必須適應這些要求。而設計的重點放在結構強度上,據說安全係數比一般大型火箭高 20%。由於強度增加,從而使運載火箭可以回收,以便多次使用。第一級飛行時的控制精確度要求不高,這是一方面因為採用 8 台發動機並聯,推力可能有參差,很難精確地控制,而另一方面第一級的主要任務是把上面各級送出稠密的大氣層,也不要求很高的控制精度。第一級長 25 米,直徑約 6.7 米,工作時間為 120 秒,在 30 公里的高空熄火脫離,這時火箭的速度約 1.5 公里/秒。第一級一共有九個並列的推進劑箱,一個中央圓筒和外圍的八個圓筒。中央圓筒是液氧箱,長 15.2 米,直徑 2.7 米,壁厚 6.35 毫米。外圍圓筒中有四個液氧箱,四個煤油箱,兩者相間配置;圓筒直徑 1.78 米,壁厚 2.3 毫米。外圍液氧箱與中央液氧箱等長,煤油箱比液氧箱稍短,長 14.9 米。各液氧箱之間和各煤油箱之間用管連通。第一級的八台發動機配置成內外兩圈(見圖 4.6):內圈四台固定在推力架的中央圓筒上,發動機軸綫與火箭軸綫成 3° 角,以便每台發動機的推力接近地通過重心。外圈的四台發動機每台有兩個液壓機控制,可作各方向的擺動;徑向最大擺角為 10° ,側向為 $\pm 7^\circ$ 。在正常位置,發動機軸綫與火箭軸綫成 6° 角,使每台發動機的推力接近地通過重心。八台發動機在同一電信號的控制下,成對分批點火,以避免由於推力驟然增加而產生強烈的震動;點火次序是由內至外,時間間隔約 0.4 秒。點火後,在將近 3 秒鐘內火箭的推力便達 680 噸的額定值。同樣,關車也是成對分批進

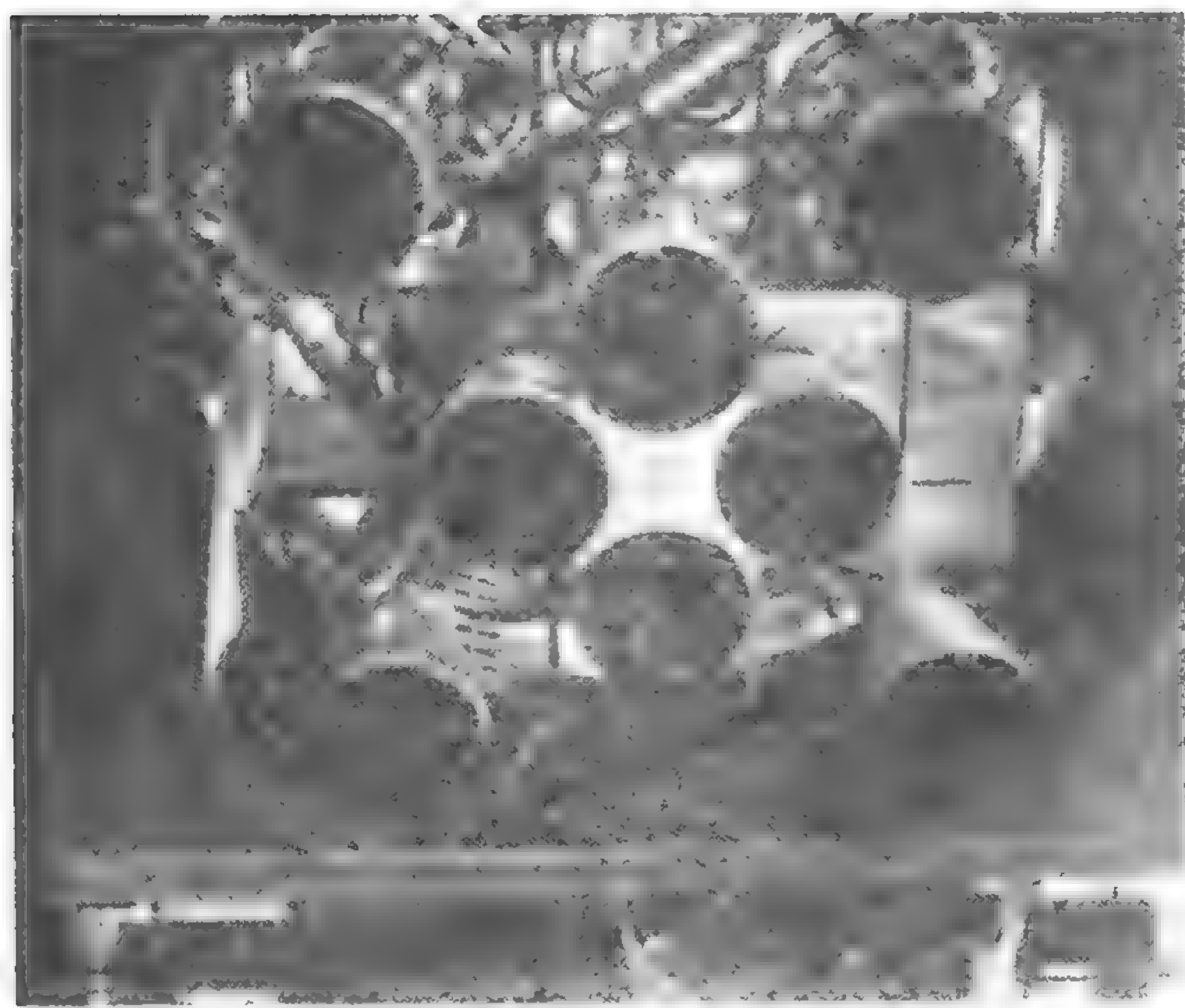


圖 4.6 “土星”火箭第一級發動機的配置

行的,不过时间间隔较小,为 0.2 秒。目前第一级已进行过一次试射。

在这里特别应该指出的是:我们在很多英美的文献中,看到了用数学中的变分法来求得多级运载火箭的最佳级数值。我们认为这是脱离实际的,没有多大的实用价值。因为,在设计火箭时,有很多方面的问题和限制,必须要考虑进去。例如:发动机的选择,对于大多数的设计工程师来说,没有多大的活动余地;因为一个新的发动机产生,最快估计需要二年半的时间;我们不能等待这样长的时间来设计多级运载火箭,而只能根据现实可能利用的,并且是目前所具有比较好的发动机来进行设计。另外如推进剂的选择也是如此。一种新的推进剂的使用也是一件不容易的事情,也需要一定长的时间去积累经验,熟悉性能等等。这些问题已在上章中加以阐明,但它们不是用数学计算的方法所能解决的。当然,多级火箭的最佳设计方案是存在的,它是在估计了一切条件以后,来比较到底使用多少级,每一级使用几个发动机较好,哪些型式的发动机组合起来工作性能最好等等,进行一系列的全面比较分析以后,把可能性和现实性结合起来,最后得出一个最佳的方案。因为各方案参数的变化是不连续的,不能够用数学上的变分法来求得最佳方案。

§ 4.3 结构重量、结构比

由 § 4.1 的叙述中,我们可以看到,在多级火箭的设计中,降低结构重量对提高设计效果和增加火箭飞行的速度等方面,都有很重要的作用,所以不断地改进设计,不断地降低结构重量是我们努力的目标。因此,我们要进一步来研究结构重量,找出降低结构重量的努力方向。为了给我们一个数值上的概念,首先举一个设计师较现实的估计数据的例子。如果用四级火箭把一个较大的而且能回到地球上来的卫星送到 1,600 公里高的轨道上去,卫星有翼,能用滑翔的办法回到地球上来。根据现有的技术,第一级是使用液氧及煤油推进剂组合,第二、三、四级是使用液氢及液氧的推进剂组合。第四级推进剂量很少,是因为前三级已经加足了速度,而第四级主要是起拉平轨道的作用。其数据如下:

表 4.4 多级运载火箭的例题

	第四级	第三级	第二级	第一级	有效负载重量 (公斤)
推进剂重(公斤)	657	21,340	69,500	218,000	8,690
结构重量(公斤)	207	3,180	8,000	21,400	
点火重量(公斤)	9,554	34,074	111,574	350,974	
结构比		9.35%	7.2%	6.1%	

第四級上帶的有效負載的重量共 8,690 公斤,其分布如下:

結構重量	3,640 公斤
发动机(返回用的火箭)	455 公斤
必要的設備	2,730 公斤
航行員及他們的給養(14 天)	455 公斤
其他科学仪器設備	1,410 公斤
总计	8,690 公斤

表中的結構比是指每一級的結構重量(不包括有效負載或上一級)与該級点火时,包括上一級和有效負載在內的重量之比,也就是

$$\text{結構比} = \frac{\text{不包括有效負載或上一級的結構重量}}{\text{点火重量}}$$

从表 4.4 中可看到,結構重量随着級数往上而減少,而結構比是增加的。

結構重量的組成

(1) **发动机的結構重量** V-2 火箭发动机是 1935 年产生的,它是一个較重的发动机。但是現代的液体发动机,每 1 吨推力只要有不到 10 公斤的重量,即推力与发动机的重量之比为 100/1 以上。

(2) **結構及箱体** V-2 火箭之所以很重,主要是它的液氧酒精貯箱和外壳是各自独立的,形成双层結構,即装液氧酒精的箱体是一单独用鋁制的貯箱。在液氧箱与外壳之間,还用玻璃棉隔热,故这样的結構就使重量增加了。現在不考虑用双层結構,而是推进剂箱体本身就是火箭外壳。也就是說直接在外壳內装推进剂,这样就省掉一层重量。当然因此而带来了另外的問題,液氧因无隔热层而产生揮发、結霜等問題,但可以用另外的办法来解决。同时还可以考虑用充气薄壳結構来減少結構重量;充气是为了增加其整个結構的刚度,使其更加稳定。一般充气的压力在 2—3 个大气压就可以了。如“宇宙神”多級火箭就是用很薄的不銹鋼板焊接而成。总的來說就是要从設計、材料及結構各方面来想办法最大限度的減小其結構重量。

(3) **控制系統的結構重量** 由于多級运载火箭是一个复杂的組合系統。它有一个极复杂的控制系統来对整个火箭各系統部件的工作过程进行自动控制,因此其控制元件是相当多的。虽然它們每一个元件都是非常小,其重量与总重量比起来是非常輕的。但是由于数量很多,所以每一个元件的重量那怕是減少一克,其总的效果也

是相当可观的,因此不能忽略这些小元件的重量。所以我们在设计时不能够以公斤来计算减少量,而应该以克来计算其减少量。也就是说,那怕是减少一克的重量,全体设计人员也要尽最大的努力来做到。

(4) 控制执行元件的重量 如燃气舵的舵机,是一个用油压系统来推动舵工作的。

以上几部分为结构重量的主要组成部分,其他还包括了一些尺寸、重量、大小不同的元件,我们在设计过程中也要尽可能地来减少这些组成部分的重量。这是我们所有参加火箭设计的每一个工作人员必须努力的方向。不但要看到大件设备的重量减少,更重要的要看到千万个小零件的重量减少。有人对大型火箭作过估计,其重量分布如下:

元件重在 2.5 公斤以下的占总的结构重的	46.1%
元件重在 2.5—5 公斤之间的占总的结构重的	13.2%
元件重在 5—12.5 公斤之间的占总的结构重的	8.1%
元件重在 12.5 公斤以上占总的结构重的	32.6%

所以在火箭的设计里决不能忽视小部件的重量,在小部件上即使减少一点重量也能积少成多,对减少结构重量是相当重要的。而我们主要控制的指标不是绝对的结构重量,而是相对的结构重量,即结构重量的百分比;减少百分比是非常大的一件事情,总希望结构比(即结构重量与起飞重量之比)愈小愈好。

那么结构比到底是以什么参数来决定的呢?我们把上面所说的各项结构重量分别来看,首先对液体火箭来说,发动机的重量是与推力成比例的;而因为结构及箱体主要是承受发动机的推力作用,所以如果忽略推进剂密度大小所引起箱体大小的影响,那么结构及箱体的重量也是与推力成比例的;执行元件也主要是为了改变推力的方向,所以执行元件的重量也与推力成比例。只有控制系统的重量不与推力成比例,但控制系统的重量不算太大。所以我们可以说结构比大致是推力的函数。但是对液体运载火箭来说,推力一般为点火重量的 1.25 至 1.5 倍,所以推力这个参数可以用点火重量来代表,而说结构比是点火重量的函数。图 4.7 就表达这样的关系。

从图 4.7 看出,火箭的点火重量增大,结构比就降低,这是因为大火箭可以设计得更加精致,图上也标上了四个火箭的具体数据,即 V-2、“雷神”、“宇宙神”和“大力神”;V-2 火箭是老设计,结构比自然大,不能代表现代火箭技术。图 4.7 中的曲线是一个估算性质的曲线,估计得保守些就用最上面一条曲线,而估计得较理想些就用最下面一条曲线。我们认为用中间一条曲线较为适宜。但是,图 4.7 的关系不是一成

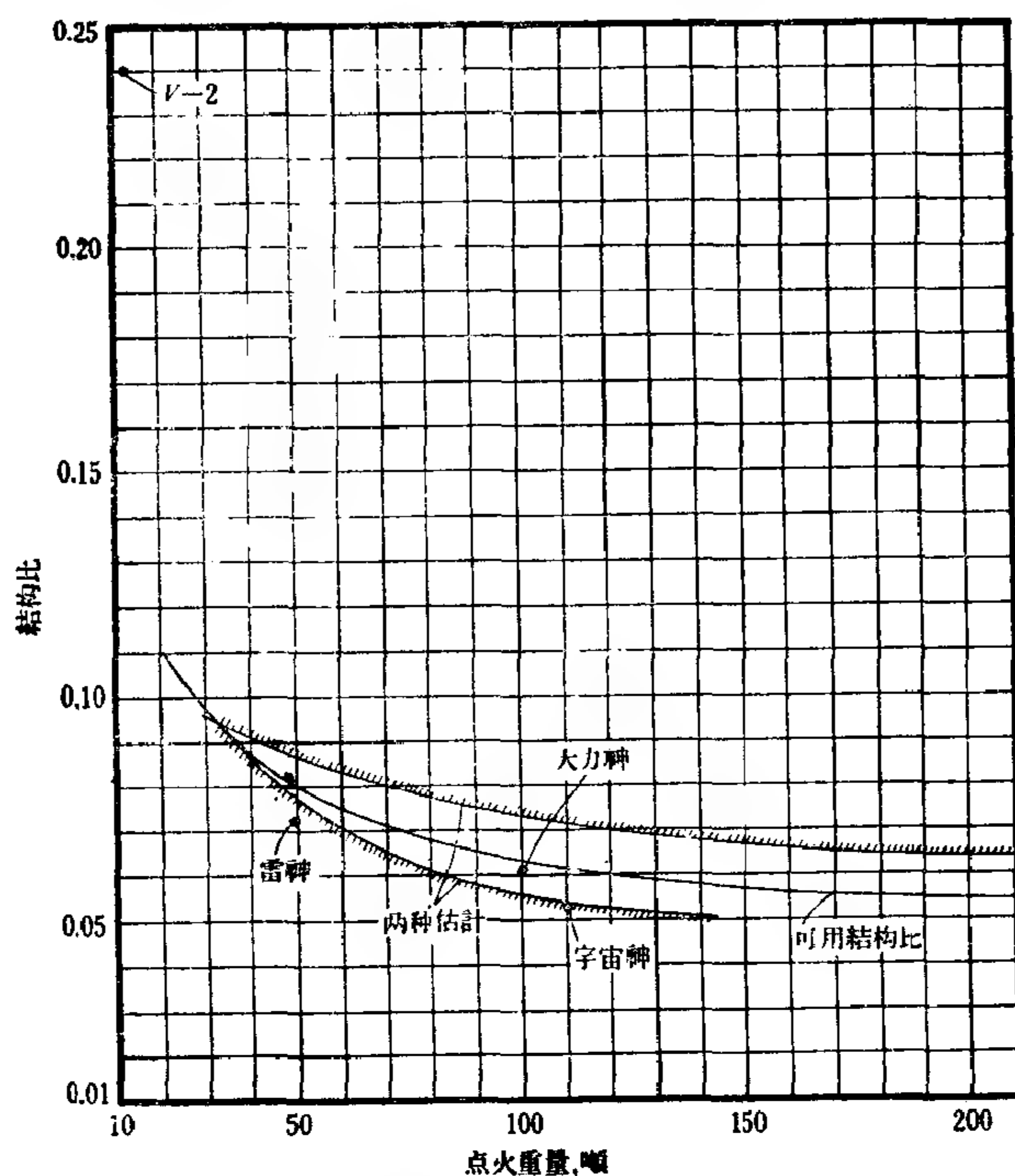


图 4.7 火箭结构比与点火重量的关系

不变的,随着新材料的发现,出现了新的工艺,可设计出新型的结构形式,而这三者的密切结合是可以降低其结构比,改变结构比的曲线。总之,运载火箭的机体重量的减轻是材料研究工作者、材料生产者、强度研究工作者、结构设计师、工艺师、制造工人的集体创造,他们都对最后的成果有贡献。

§ 4.4 运载火箭的设计过程

在这一节里,将对运载火箭的设计过程作一般性的概述;如何从依据提出的火箭研究和使用的要求,通过一系列的设计和试验,最后设计和制成可供实际运用的火箭,使读者对过程的主要阶段有所了解,初步掌握设计的主要要求和原则。

现代火箭系统总起来可分为三大部分:火箭结构,发动机和控制系统。在设计火箭时这三个部分是各自分别进行的。但是,它们之间是相互影响、相互关联着的。因此,它又统一在共同的要求之下,统一在结构总体设计的领导之下,由总体结构设计来平衡各个设计部分之间所产生的问题。

火箭的设计工作也和其他事物的发展规律一样,是一个不断发展的连续过程。但是,在发展过程中又有它固有的不同的发展阶段。这种设计是具有高度的严格性

和严密性。因为,火箭是用于星际航行上,因而必须保证它的可靠性,并能十分精确地执行它的任务。这种要求实质上就是要求整个火箭上的千万个零件和部件都必须非常可靠,而且是精确地相互配合。要达到这样高的要求,如果不按照严格的步骤进行设计、制造和试验,各个部门不能严密地配合协调整个工作,则必然使整个庞大的设计工作混乱不堪,而最后不但不能得到预期的效果,而反会导致整个工作的失败,造成时间、人力、物力和财力上的巨大损失。

通常运载火箭的设计工作可以分为如下几个阶段:

第一阶段 设计方案的初步选择

火箭的性能都是由它的用途和任务而定。设计时所采用的发动机、结构、控制系统以及结构的材料可以不同,但所设计出的火箭都可满足所提出的任务的需要。然而,所设计出的火箭的尺寸、加工工艺、技术条件、可靠性、准确性及成本等却可能产生很大的差别,甚至会影响到设计的具体实现。因此,设计方案的选择必须是慎重的,一般都采用多方案比较的办法,从最初提出的十几种或更多的方案中进行比较和选择。这种选择既要照顾到设计出的火箭的高度可靠性和实用性,而且也要考虑到现实性和可能性;即是要考虑到目前国家的科学水平和生产水平以及科学研究新成果的运用。方案的选择是通过专门的总体结构设计部门,经过全面的比较之后方能从这些方案中确定出几个比较好的方案,以作为进一步定案的基础。

第二阶段 方案的确定

上面已经提出的几个比较好的方案,还只是由总体设计部门根据任务要求的初步选择。而要最后定案,就必须协同发动机和控制系统的设计部门再进一步商讨比较,最后共同提出一个最佳方案;这个方案也可能是几个方案中的一个,也可能是吸取这几个方案的优点重新提出一个更好、更切合实际的方案。

这一步工作是十分重要的。因为,我们所提出的方案都必须根据已有的发动机和控制系统,加以适当的修改后,来组成方案的基础,而不能以全新的、还没有研究、或正在研究而没成功的发动机和控制系统来作为基础。要研究出一新型的发动机和控制系统需要很长的时间,同时由于还没研究成功,也无法给火箭设计提供准确而可靠的数据。因此,在确定方案时必须吸取发动机及控制系统设计部门的意见,看看他们是否能够按照方案的要求,按时提供可靠的发动机和控制系统,以及从他们本身设计的角度出发对于火箭结构设计的要求是什么。当大家取得一致意见之后,火箭设

計的方案即可就此而定。这时总体設計部門也就可以向結構設計、发动机及控制系統設計部門提出初步設計的要求。各部門接受此任务之后就可以开始初步設計、研制及試驗工作。

第三阶段 初步設計

初步設計是方案的进一步具体化。它把方案中所提出的任务要求和必要的参数进行具体的計算,对結構的布置进行研究,并审核重量的平衡和修正等。因此,初步設計是一項細致的工作,它主要分成三个部分进行:結構設計、发动机設計和控制系統設計。結構設計的工作内容是进行具体的总体設計和部件設計,詳細地选择材料和結構型式,并最后对整个火箭設計进行总平衡,提出各部分的詳細参数,向发动机和控制系統設計部門提出具体的設計参数和設計任务书。

发动机設計部門在这个期間的工作内容及程序已經在第三章有关部分中作了系統的概述。控制系統的初步設計内容及过程将在以后的章节中論述。

第四阶段 工艺設計

这一阶段的工作是在初步結構設計工作的基础上,进行更进一步計算和設計——工艺設計。前面已經談过,降低火箭的結構重量是火箭設計中具有极其重大意义的工作。因此,工艺設計与初步設計之不同点是要精确地設計出整个火箭的結構,每个零件及部件,仔細研究零件或部件的形状、尺寸、強度和重量。总之,目的在于設計出結構強度高,工作可靠而又要挖去任何多余的重量。虽然設計是十分精确的,但是,由于人們設計技术水平有限,对材料性能掌握不够,对一些新的部件或零件設計的經驗不足等原因,而使单纯由理論上設計出来的东西不一定能符合实际情况,即这些新的零件或部件的強度和重量和可靠性并不一定都恰如其分。因此,必須对这些沒有把握的零件或部件加工生产,进行模拟尺寸或全尺寸的各种試驗,以鉴定其性能、強度和重量,并对設計不合理的地方加以改进,最后达到全部零件工作可靠而結構重量又达到最輕的要求。只有当这一步完全通过时才能算火箭結構的工艺設計基本上完成。

与此同时,其他两个部門也根据总体設計所提的有关参数和設計任务书,对发动机及控制系統分別进行相应的修改和試驗,最后提出一套完整的符合于所設計火箭要求的发动机系統和控制系統。

在这过程中,由于对原来的发动机及控制系統有了改进,而使所提供出的部件的性能有所变化,一般說变化不会很大。所以总体設計最后还需根据各部門的最后設

計結果作一次方案性的調整,把有关各方面的修正数据吸取到最后的技术設計中,这样才算最后設計出整个运载火箭,拿出整套可供样机制造的图紙。

在这一阶段进行中,由于完成了整个火箭的設計,因此,就可以考虑火箭制造出来后,所需进行的一系列試驗及所必須的地面設備,把地面設備設計任务书提供有关部门設計和建設。这些設備主要包括:測試系統、地面控制系統、运输起重設備、推进剂的加注系統、发射、观测等設備以及其他的附属設備。

第五阶段 样机的生产和地面試車

当发动机和控制系統的研制工作接近完成时,就可以进行样机的生产。由于所設計出来的火箭是經過了各个部件的各种試驗,性能比較可靠。但是,为了保証生产出的样机真正达到設計要求,还必须生产一定数量的样机来进行各方面的試驗。首先,样机的地面試驗,这同样是一件十分复杂的工作。它分为如下几个步骤来进行:

破坏强度試驗 破坏强度試驗亦称为靜力試驗。試驗的目的是考核火箭的結構所应当承受的靜力負荷,看看它的強度是否能全面地滿足設計的要求。很显然,結構的各个部件或零件的強度已經經過部件实验可以滿足要求;但是,装配成一个整体之后,由于受到其他部件的影响,因而可能所承受的負荷有变化,以致使部件破坏。在強度試驗中这种問題会大量出現,但因有了以前几个阶段的严密工作,所产生的各項問題不会太严重,只需对个别部件加以修改后即可达到要求。

水平測試 破坏强度試驗完成之后,就可以进行包括发动机及控制系統在內的总装配。装配完成之后就在装配厂內进行水平測試(因一般火箭的总装工作都是水平装配)。由于原来的結構、发动机及控制系統本身就十分复杂,現在要装到一起并協調工作,因此也就更加复杂了。水平測試的目的是要把装配好的火箭,以模拟訊号輸入,測試其各个部件的工作情况是否正常、協調。装配过程中各部件相互之間以及一些偶然因素的影响都会导致系統的失灵。因此,必須进行精細的測試、修改和調整,直到一切故障完全消除,才能結束水平測試工作,而进入垂直測試工作。

垂直測試和全机試車 水平測試完成后,說明整个系統总装配正确无誤,并且各部分运轉正常協調。这时即可将火箭运往全机試車台,将它垂直固定在試車架上准备作点火試驗。但是,在点火之前还必须作垂直測試,即进行和水平測試相同的測試和一些其他特殊的測試。只有垂直測試通过后才能作全机地面点火試車。垂直測試的目的在于水平測試后火箭又經過运输、豎立和固定等过程,不免受到一些振动,并且在由水平变为垂直位置时,整个系統受力状况有了变化,因此可能产生局部失灵,

通过垂直測試即可及时发现这些問題,以便修补和調整。

从火箭設計制造到現在,一直是进行純部件試驗和模拟試驗。虽然以前的許多試驗都是十分严格和周密的,但是发动机、控制系統、結構部件等並沒有受到点火試車的考驗。因此,全机試車則是进入了一个近似真实的試驗。垂直測試结束后,即可按照所要模拟的条件,进行正式点火試車(对高空火箭可在模拟高空条件下作点火試驗)。由于火箭系統非常复杂、精細、設計要求很高,而发动机在工作时和火箭实际飞行时,振动是十分剧烈的。因此,这一步模拟外界条件的試車是必不可少的,它可以确切的鉴定整个系統工作的可靠性,为飞行試驗打下可靠的基础,如果发现问题,也可以在发射前进行必要的修正。

第六阶段 飞行試驗

通过以前一系列实验而使整个火箭的可靠程度得到了認真的考驗。但是,最終的目的还是要真正进行发射。火箭在飞行时不但有振动、摆动等問題影响火箭各部分运轉过程,而且还有火箭的稳定、弹道控制;气象条件、各級之間的熄火脱离、点火的配合等十分复杂的問題,也影响着整个系統。这个問題远非地面試車及模拟試驗所能够全部解决的。

对于多級运载火箭的飞行試驗,也是分成若干步进行的。首先是第一級火箭加上一个假的第二級火箭(重量、形状、尺寸同第二級,但不帶第二級的发动机),进行飞行試驗,看兩級之間配合情况是否正常。然后才进行第一、二級联合飞行試驗,余此类推。只有这样逐步进行試驗都成功之后,才能作整个火箭的飞行試驗,最后提供出一可靠的、性能符合要求的运载火箭,予以发射人造卫星和星际航行使用。苏联屡次向太平洋中部放射火箭就是这种飞行試驗,每一次的試驗是标志着苏联在星际航行用的运载火箭方面又有了新的发展,在作新运载火箭的最后調整工作。

从运载火箭的整个設計过程充分地說明了这套技术是十分复杂而严密的,要求也是很严格的。因此,从事这项工作的人必須是用严肃認真的态度来对待,任何輕浮草率都对整个工作带来不可估量的損失。

§ 4.5 星际航行場

星际航行場是一个范围相当大,設備也非常复杂的綜合性的試驗場和发射場。因为火箭的研究不单在发射前需要进行許多精确、全面的測試和試驗,而且在发射时及发射后更需要大量的輔助設備;如測試、控制、导航、观察和記錄的电学、光学、无綫

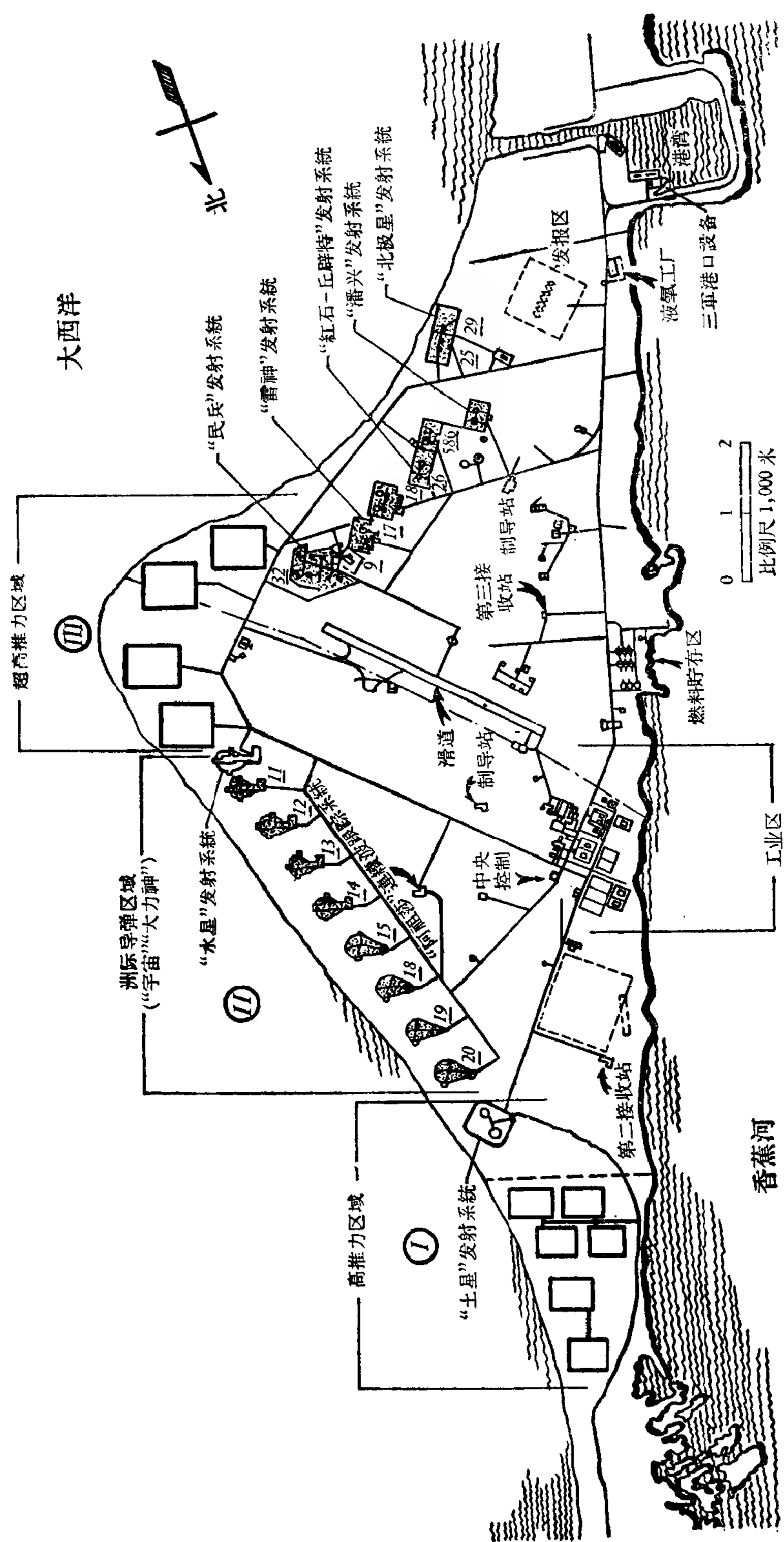


圖 4.8 卡納維拉爾角試驗場

电雷达、通訊等設備。因此，沒有这样复杂的星际航行場就无法进行发射試驗工作或至少是不能很好地进行这些工作。星际航行場的設備远比航空用的飞机場复杂得多。現在世界上最完备、最先进的星际航行場是苏联的拜科努尔星际航行場。它位于哈薩克加盟共和国的中部，大約东經 66 度和北緯 48 度，是一片广阔的原野。加加林和季托夫两位宇宙航行員就在这里起飞。

为了引用具体資料說明問題，我們在下面介紹一个美国的发射場。图 4.8 即为美国当前最大的火箭及导弹試驗和发射場——卡納維拉尔角(Cape Canaveral)靶場。它位于美国南部佛罗里达州的一个半島上，东面是大西洋，南面是加勒比海。射程向东南可伸延长达 8,000 公里，并且这里水、陆交通极为方便，便于运输。气候条件良好，晴天很多，便于观察和全年試驗。

图中白色方块表示未来的发射台，深色表示現有和正在施工中的发射台。(I) 部分是高推力区，将有 6—7 个推力为 454—900 吨的发射台，以供大型軍事卫星和空間飞行器試驗使用。“土星”火箭发射台也包括在內。(II) 部分为洲际导弹区域，其中有四个台主要发射“大力神”和“宇宙神”导弹。“水星”火箭发射台也在这个区域内建設。此外，还包括有其他一些用于中程及洲际导弹的发射台。(III) 部分是将来要建的超高推力区域。这个区域主要用来发射大型人造卫星和月球火箭，其中将包括推力为 1,350—1,800 吨的发射台一个，2,300 吨发射台二个，4,540 吨发射台一个。在 (III) 部分的南边还有“民兵”、“雷神”、“紅石”、“潘兴”和“北极星”等导弹发射場。此外，靶場还包括了为发射服务的測試、控制、制导、通訊、跟踪系統、推进剂仓库、液氧工厂、工业区(主要是修配厂、办公楼等)、海港及飞机場等附属設備。在大西洋中沿导弹发射路綫还有十多个島屿上設有观察站以及十余艘船只作为流动观测站和从事弹着点的調查、打捞工作。总之整个靶場是一个十分复杂、庞大的系統，这里不能詳細一一介紹，只能以“土星”发射区及其一些主要設備为例作重点介紹。

(一) 发 射 区

这里我們以“土星”发射区为例(图 4.9)来概述发射区的主要設備。“土星”发射区是建設在卡納維拉尔角靶場的“高推力区”內(見图 4.8)，推力为 454—900 吨，共有两处 34 及 37 号发射場。区中的主要部分分述如下：

发射台 用鋼筋混凝土筑成(12.8 米見方 8.2 米高)，台下有倒“V”形的火焰偏流槽，以备火箭起飞大量燃气順槽排出，以及发射台地下室(图 4.10)。

装配及工作塔 工作塔是一桥式鋼結構架。塔高 93 米，寬 39.6 米，重 2,800 吨，

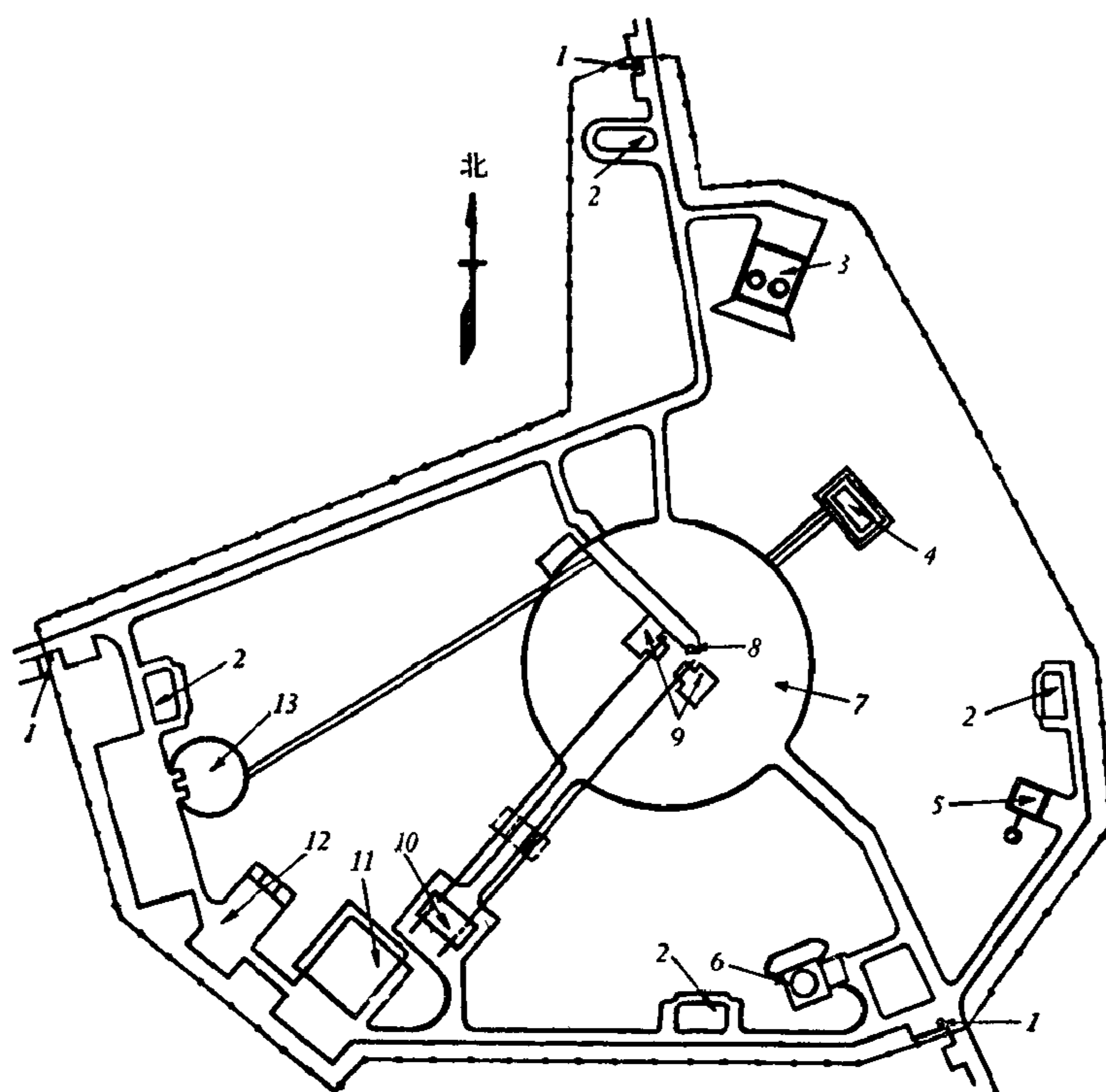


图 4.9 “土星”火箭发射区

1——警卫室； 2——摄影站； 3——液氩贮存设备； 4——贮水池； 5——燃料贮存设备； 6——液氧贮存设备； 7——发射区； 8——纜塔； 9——发射台； 10——发射工作塔； 11——附属建筑； 12——高压设备； 13——发射控制中心。

塔上有 40—60 吨起重机、升降机,并在每隔一定距离有一层工作台,以使工作人员装配工作方便。塔底有轮子,使塔可以 0.45—12 米/分的速度在固定的轨道上移动。火箭的竖立和各级的连接,各项检查、测试工作都借助于此塔来完成。在发射前,塔一直在火箭附近工作,开始发射时则把塔开离火箭,以便发射火箭(图 4.11)。

纜塔 用来支持电缆及导管,安装有液氮冷却箱、冷冻机、地面液压装置等设备,以便进行加注、供电和测试工作。塔高达 72 米,底面积 2.2 米²,塔顶断面面积 0.93 米²,离塔底 8 米起,每隔 6.1 米有一层工作台。塔上有一架载重为 910 公斤的升降机,为升降工作人员及小型工具之用。顶部有起重量为 1.36 吨的起重机,以备装卸导管、电缆等用。此塔是固定在发射台旁不动。因为它一直到发射前一秒钟还在进行自动加注推进剂的工作,而且地面控制还需用电缆送讯号入机体。

纜塔室讯号接线站 主要是由操纵室来的测试控制、讯号电缆集合、分配到纜塔

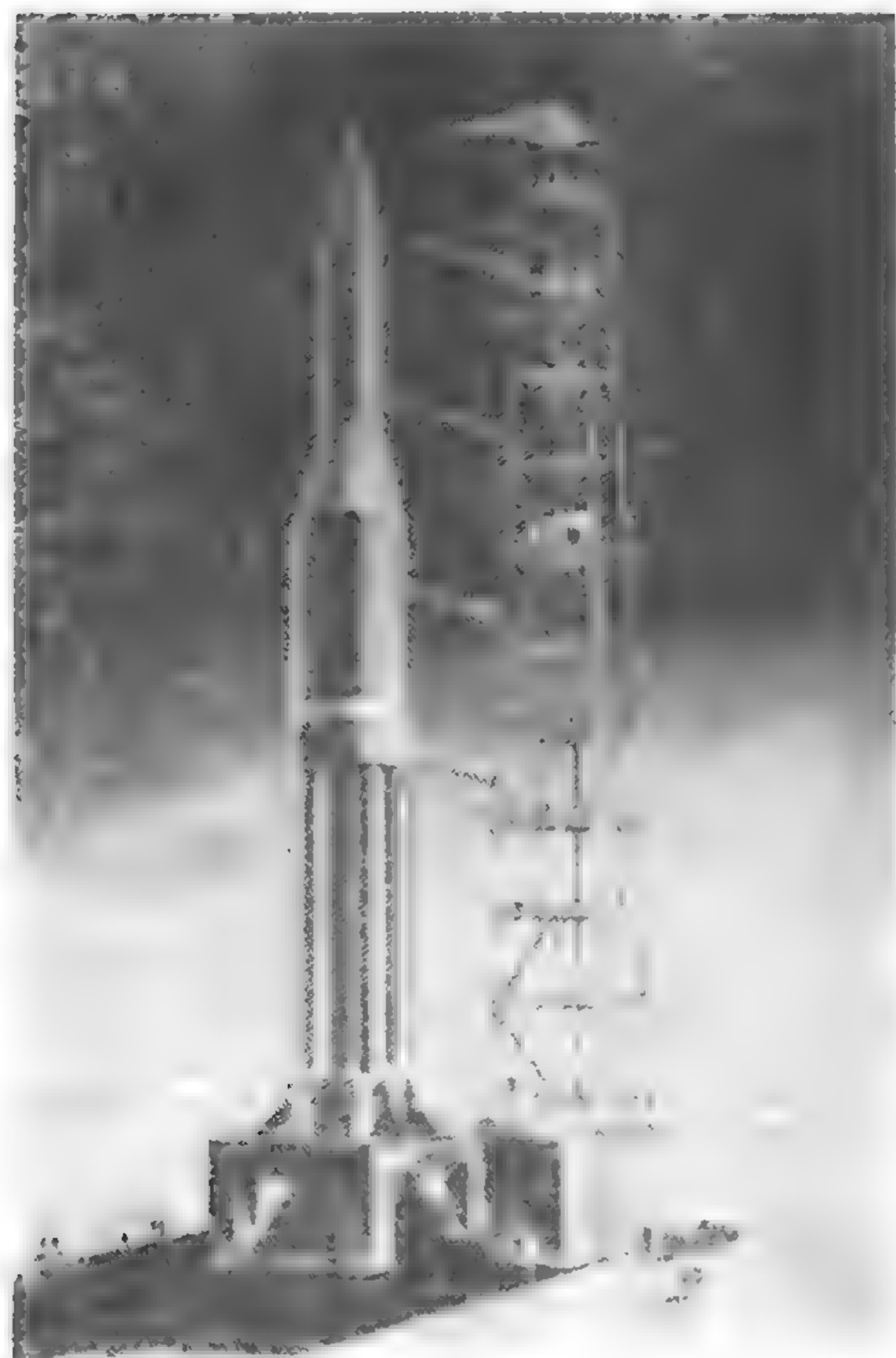


图 4.10 “土星”火箭发射台

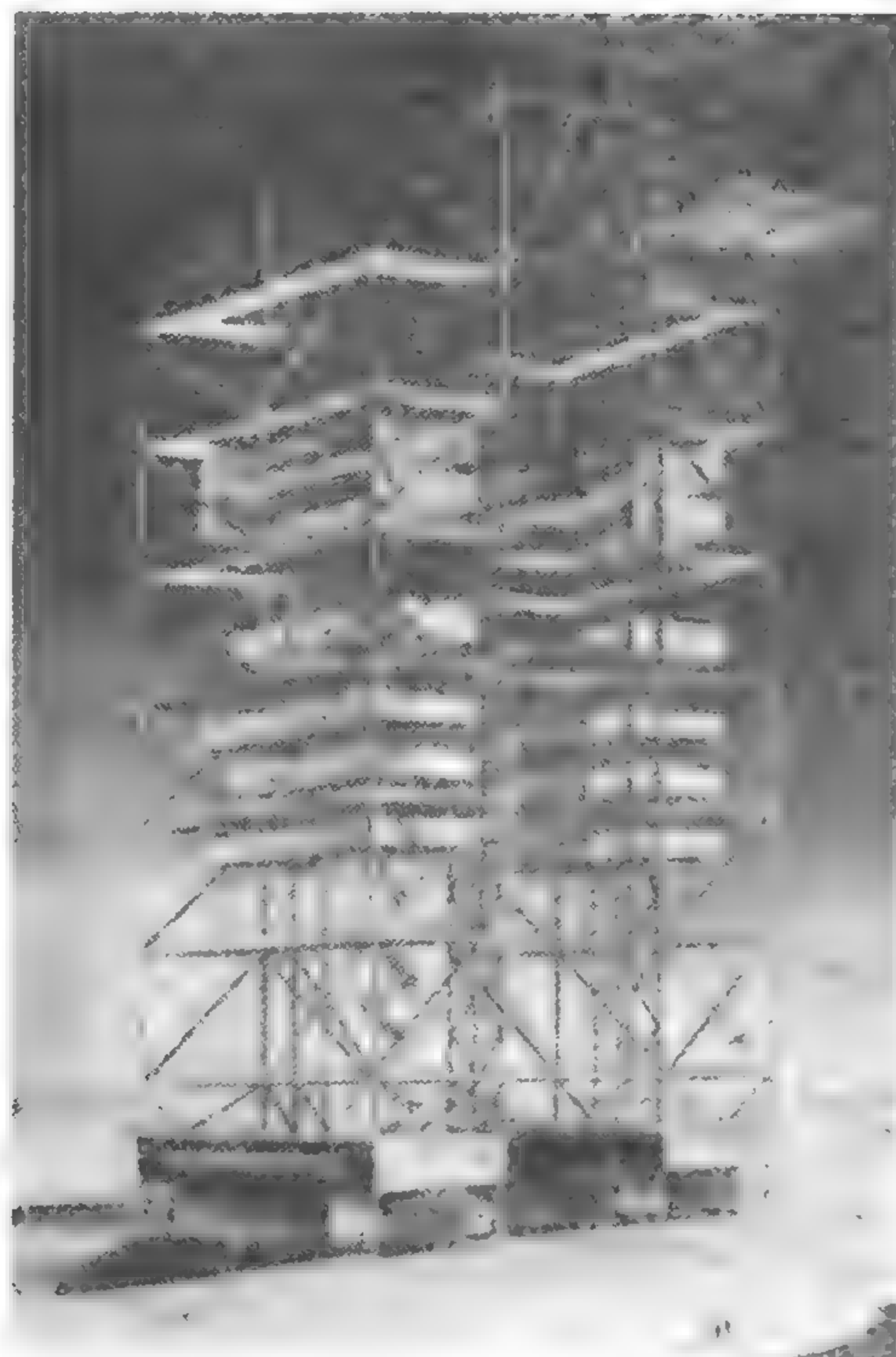


图 4.11 “土星”火箭装配塔

上去。

发射台地下室 它包括如下主要设备：工频交流驱动的发电机组；发射台讯号接线站，为整个发射台（包括缆塔讯号接线站在内）与操纵室的总接线站；推进系统继电器组；点火系统；控制系统继电器组；加注系统，液氧在火箭贮箱中不断挥发而损失，因此在发射前要不断进行补充，这一系统即为进行液氧补充的自动控制系统；断电器组。

操纵室 它是发射控制中心，建筑在离发射台 300 米的地方，是一个圆拱形的混凝土堡垒建筑。高 11 米，直径 47 米，壁厚为 2.5 米，上面铺了一层 3 米厚的砂子，以保证工作人员及仪器的安全。在发射准备完毕时，场内人员都得离开或进入操纵室。操纵室是发射时的中枢，装有通讯、控制设备及通风设备。有 3,000 条导线通到发射台讯号接线站（图 4.12）。

操纵室的控制系统 包括有垂直测试台；直流、交流指示台；推进系统台；二、三级台；飞行控制柜；测量及遥测柜；推进剂加注柜；程序控制柜；制导系统测试柜；一、三级测试柜。这些都是用来对火箭发射、制导及测试的测量、操纵、记录的台和柜。

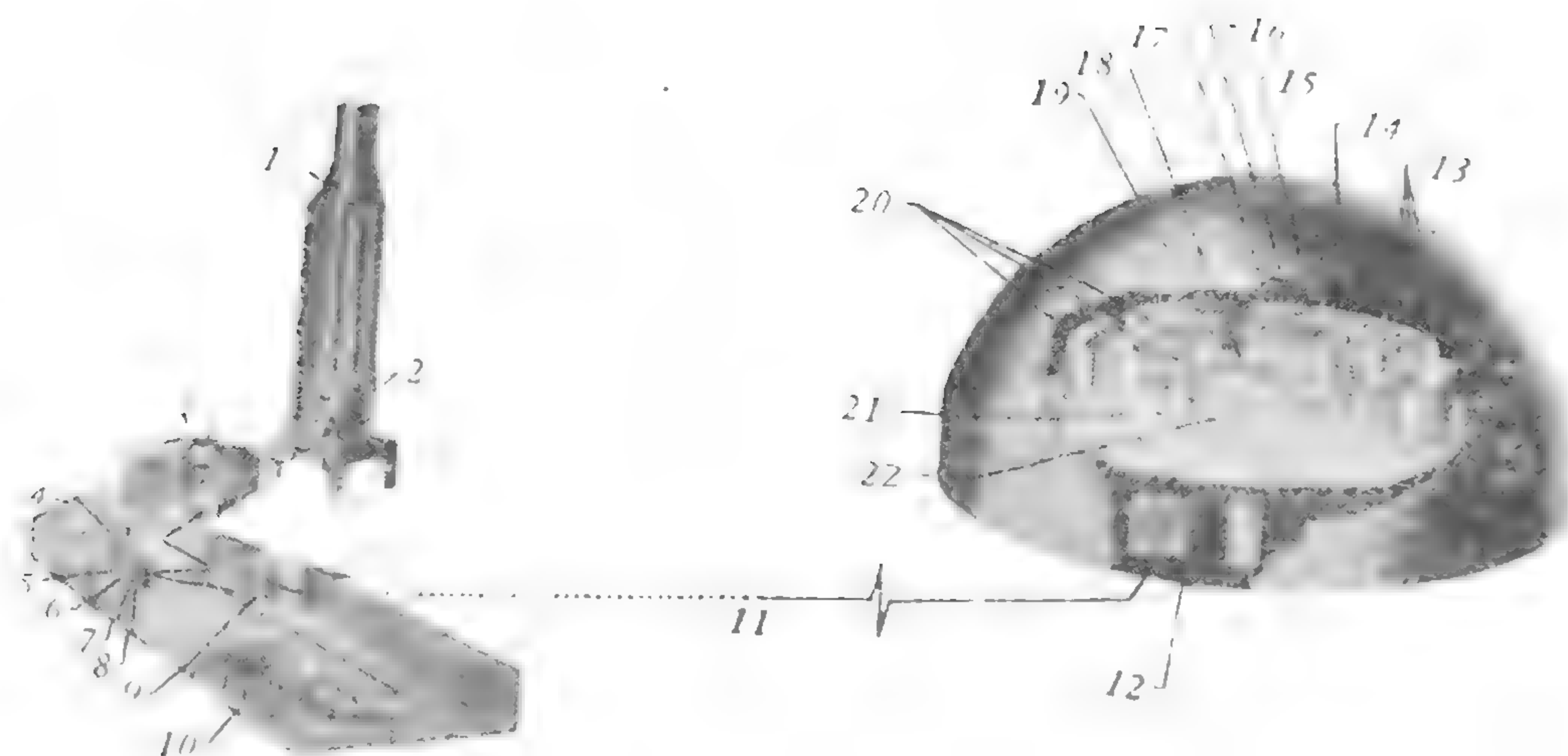


图 4.12 “土星”火箭发射操纵室

- 1——运载火箭顶部管缆； 2——运载火箭底部管缆； 3——缆塔室讯号接线站； 4——燃料加注柜；
 5——推进系统继电器柜； 6——点火控制柜； 7——配电柜； 8——控制系统继电器柜； 9——发射台讯号接线站； 10——发电机组； 11——305 米长的电缆通道； 12——操纵室讯号接线站；
 13——二、三级测试柜； 14——二、三级控制台； 15——制导系统测试柜； 16——程序仪表柜；
 17——飞行控制柜； 18——推进系统和电路控制台； 19——推进剂加注柜； 20——遥测柜；
 21——交、直流功率测量台； 22——试验指挥台。

它们的电源、讯号线、通讯线都汇集到操纵室讯号接线站，再由这里发至发射台讯号接线站转至各部分。

液氧贮箱及加注系统 液氧贮箱，为发射场的液氧贮存库的贮存容器，直径为 12 米，容量 473 米³，采用真空套的隔热法绝热。液氧的蒸发量为 0.2%，由一个自行加压的热交换器保持贮箱的内压为 2.7 大气压(表压)。

液氧加注系统包括一台加注第一级火箭的排量为 9,450 升/分，压头为 122 米的离心泵；一条长为 225 米，直径 200 毫米的无隔热铝管。一台加注第二及第三级用的排量为 3,785 升/分，压头为 183 米的离心泵；一条直径为 150 毫米的不隔热铝管。一次加注以后，由于火箭推进剂贮箱中液氧产生蒸发而损失，需要进行补充加注。补充加注设备包括：容量为 49,200 升、工作压力为 14 大气压的夹层真空隔热容器，液氧靠容器的压力来输送；一个气动活门及直径分别为 75 毫米(一级用)、50 毫米(二级用)、25 毫米(三级用)的隔热导管。气动活门由液面高度控制器及加注计算机控制。第二及第三级液氧的液面高度(即液氧装量)必须严格控制，直到火箭离开缆塔臂为止。

液氢贮箱及输送系统 这是为了加注“土星”运载火箭上几级燃料用的。现在还

沒有具体資料。

煤油貯箱及輸送系統 煤油是存于两个容积为 114,000 升的圓筒形隔热貯箱中。隔热貯箱放在 5 米高的防护墙包围中。防护墙靠发射台一面堆有很厚的泥土，以加强防火。

煤油加注系統有排量 3,785 升/分、工作压力为 12 大气压的离心泵二台，排量为 2,270 升/分的循环泵和排量为 2,270 升/分的过滤器組成过滤系統，以便进行定期过滤及加注时过滤。两台离心泵是通过一条直径为 200 毫米，长 300 米的导管加注入火箭貯箱中，其液面由煤油加注計算机控制，并經常测定煤油比重。俟加滿之后再引射器将管道中多余的煤油吸出。加注計算机則計算出煤油加注量，并相应地調节加注液氧量到适合的混合比所需量。煤油加注前必須过滤和除去水分，以保持純淨。

高压气站 是供应整个发射場以純淨的高压氮气，用于清洗、置換、压送物料等。

在星际航行发射中，除了发射区之外还必須有一套很复杂的輔助設備。以下是这些設備的簡單介紹。

(二) 計 时 系 統

精密計时是准确測量火箭位置和性能的一項基本要求。一般采用压电晶体，用一标准頻率每隔 $1/100$, $1/50$, $1/10$ 秒发出訊号，其時間的基准点是以火箭离开发射台算起。火箭豎立在发射台上与台面接触点上有一訊号接点，当火箭一离开台面（即离开接触点），則此时馬上发出一电訊号传给計时系統，以此时为零点开始記时。記时訊号由計时系統分別发给各測量、观察、記錄站，以采用共同的時間坐标。一个 64 千赫的钟頻率可在長時間內保持誤差在百万分之一以內的穩定性。

(三) 雷 达 系 統

发射場及靶場沿途各站均采用雷达系統来跟踪火箭的飞行，它可以跟踪几百公里外的目标，角度的測量度可达百万分之三十四。

(四) 无綫电測位測速系統

这个系統即为連續波系統，它采用了多普勒原理进行測速和比相位的方法定位。当从发射机发射出一連續波訊号，火箭接到此訊号后进行倍頻，而后再送回地面，由安装在精确測量过的基綫上的地面接收机，接收原始訊号并将其进行倍頻，然后把倍

頻后的原始訊号和火箭上送回的輸入信号进行差拍，則可測定出火箭飞行的准确方位及速度。

卡納維拉尔角靶場所用的“阿祖薩”(Azusa)連續波跟踪系統，即为此原理的設備，其定位的准确度可达百万分之三十四。

(五) 光 測 系 統

光測系統在火箭飞行的最初期几百公里以內及最終期时对火箭进行跟踪摄影。借助于附設的跟踪經緯仪来記錄火箭的图象、方位角及仰角等。在发射場上还設有許多固定摄影机，用以記錄发射时火箭的状况以及記錄飞行后期的測量和操縱数据。高精度的弹道摄影机是用来摄取夜間发射和終程阶段的导弹，記錄下安設在导弹上的強閃光对于星迹背景的图象，以提供精确的空間位置数据，其准确度可达五万分之一。

最后应当指出的是整个星际航行場的系統是十分复杂，設備也十分庞大，这里只能粗略地介紹其中一些主要部分。真正要設計、建設和掌握这样一套系統是需要耗費大量的人力、物力、財力，要我們付出艰苦的劳动。

第五章 运载火箭从地面起飞的轨道问题

§ 5.1 发射人造行星或月球火箭的轨道与发射人造卫星的轨道

设计运载火箭从地面起飞到卫星轨道或其他轨道的飞行轨道是一个十分重要的问题。这里我们将把火箭离地面较近的轨道和火箭离地球表面较远的轨道分开来考虑。它们都是指同一火箭从地面起飞一直到最后送入卫星轨道或其他轨道的连续飞行过程的两个阶段。区分这两个阶段的主要原因在于：火箭在飞行轨道上所承受的自然条件不同，因而对火箭动力的要求也不同。离地面较近的一段轨道是指火箭离开地面的一段飞行轨道，这一阶段，火箭是在推力作用下运行，所以叫做主动段；飞出了稠密的大气层，发动机熄火时火箭到达离地面约为 100 公里的高空，离发射点的水平距离在 200 公里左右，因此，这段轨道上的运动，应当考虑推力、地球引力和空气阻力的作用。由于火箭上升的高度与地球半径比较起来很小，因此，重力随高度而产生的变化完全可以忽略。火箭的水平位移也只有很小一段距离，地球表面曲率的影响也是非常微小的，所以这里我们也可以不考虑它的影响。紧接着火箭熄火后的是自由飞行段，也称为被动飞行段。这时火箭不再有推力的作用，而是利用火箭已经具有的能量作惯性飞行。这段轨道上的运动所要考虑和忽略的问题正好和主动飞行段相反。首先，火箭是从 100 公里高空按一定的轨道自由飞行到预定的卫星轨道或其他轨道上去。因此，高度变化则为几百公里到几千公里以至更大的范围。这样大的高度变化，相对于地球半径而言就不再是很小了，因而由于高度的变化而引起的地球引力的变化就十分可观了。所以在这一段运动中必须考虑重力变化的影响。其次是火箭在自由飞行中不但高度不断增加，而且其水平距离也在变化，一般火箭在这段的水平位移在几千公里以上；在这样大的距离上地球表面不能再看作是平面了，故必须考虑到地球表面曲率对火箭运动的影响。第三是在 100 公里以上的高空中空气已经变得十分稀薄了。虽然火箭已经具有相当高的飞行速度，但是所产生的阻力并不大，因此空气阻力的影响可以不考虑。如果是发射人造行星或打中月球的火箭，轨道的划分也只有这两段；自然，在离开地球重力场的时候，我们又应该考虑到太阳重力场的影响，那么将在下一章里详细说明。

初听起来令人感到奇怪的是：发射人造地球卫星的轨道比这还复杂；在一段主动

轨道和一段自由飞行或被动轨道之后还得再加上一小段主动段，也就是两个主动段之间加上一个被动段。这就是说，火箭从地面发射时，在第一段就加足了它飞行时所需要的大部分能量，然后火箭发动机停止工作，让推力为零。这时火箭靠本身的惯性在地球引力的作用下进行自由飞行，一直到与所要到达的轨道相切的位置，这时火箭再一次点火，最后加速使火箭进入所要到达的轨道上。为什么搞得这样复杂呢？能不能一口气加速而不用中间的自由飞行段？当然可以，但是我们要考虑到卫星轨道至少有几百公里高，将来还会发射更高的卫星，而这样来安排发射轨道的主要目的是要在满足轨道的要求的前提下，使火箭动能的消耗最小。因为，在离地球表面附近的地方加速，使火箭的喷气留在势能低的地方，这样所消耗的能量比把喷气留在离地面较远的势能高的地方所消耗的能量要小。所以最经济的安排是使所有的火箭喷气都留在势能低的地方，也就是不分两段加速。但是在100公里以下的一段加速不能满足进入100公里以上卫星轨道的要求。为了使火箭能进入所要求的运行轨道，所以在它进入轨道之前必须再给它一个较小的速度增量，使卫星进入我们所要求的运行轨道；不然火箭在没进一步加速时，就在惯性及重力作用下继续沿椭圆轨道而掉入空气层被烧毁。所以，安排轨道时尽可能将能量加在低能位处，而另一方面也不能把发动机的推力加到过于大，以致在50公里以下的低空就达到接近第一宇宙速度，因为在稠密的大气层里速度太大，则因飞行器与空气摩擦生热使表面温度变得很高，这对飞行器是不利的。而且空气阻力随运动速度的增加而成方次的增加，如当速度在200米/秒以下，阻力与速度的平方成正比，当速度在400—600米/秒时，空气的阻力与速度的三次方成正比。故低空就达到高速度，阻力损失太大，这样也不上算。其实单一主动段的卫星轨道在实践中还会出现另一个问题：即轨道上加速度变化必需小，那就要求火箭级数增加或使发动机的推力能在大范围内调节，但是两者都带来非常困难的技术问题。所以，存在着相互矛盾的因素，应当把它们统一起来考虑，安排一个合理实用的发射轨道。

总的来看，安排发射轨道的第一段是选择一个合适的速度、尽量短的推力作用时间，使其在阻力最小的情况下加足飞行所需的绝大部分能量。然后停车，使推力为零，火箭依靠惯性在地球引力的作用下沿椭圆轨道作自由飞行，一直飞到卫星轨道相切的一点，即椭圆轨道的远地点时；火箭再一次点火稍许增加速度使它进入运行轨道。这样安排的发射轨道的能量消耗量小而又能满足轨道的要求。轨道的路线见图5.1，对这样形式的轨道我们将在后面计算和讨论。当然这不是唯一可能的轨道，也可以不要自由飞行段，但这将使能量或推进剂的消耗量加大，所以不为星际航行工程

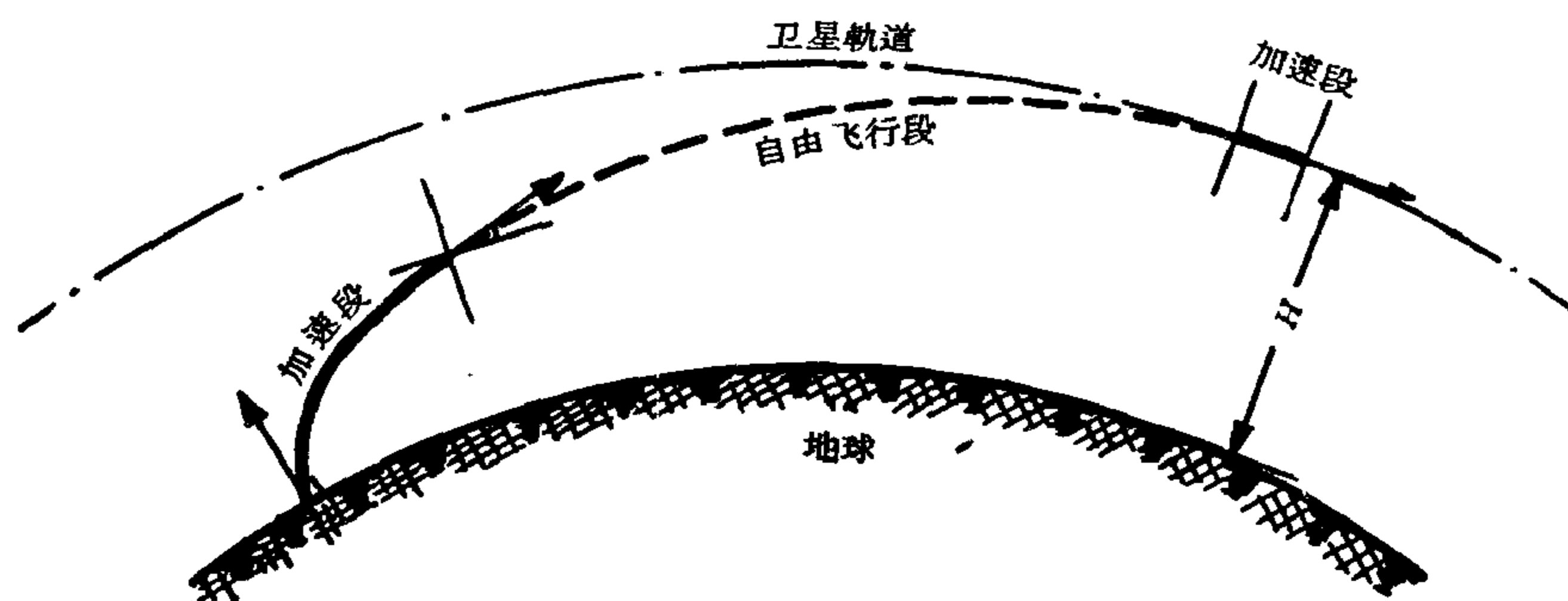


图 5.1 发射卫星的合理轨道

师所取。

§ 5.2 邻近地面的起飞轨道

运载火箭从地面起飞到熄火这一段的飞行状况的分析在图 5.2 中表明。设 v 为火箭在轨道上飞行的切向速度； θ 为火箭飞行方向与水平线的夹角； M 为火箭瞬时质量； Mg 为火箭重力； M_n 为重力的向心分力， $M_n = Mg \cos \theta$ ； D 为火箭飞行时所受的空气阻力； T 为火箭发动机产生的轴向推力； L 为火箭在迎面气流作用下产生的升力； δ 为推力与火箭运行方向的夹角； c 为火箭发动机的有效排气速度。因此，我们可以得出火箭沿轨道切向运动方程为

$$\frac{dv}{dt} = -\frac{D}{M} - g \sin \theta - c \frac{dM}{dt} \frac{\cos \delta}{M}. \quad (5.1)$$

式中 $\frac{dM}{dt}$ 是指火箭由于喷出气体而产生的质量变化。

由于质量是减少的，故 $\frac{dM}{dt}$ 为负值，喷气流量为 $-\frac{dM}{dt}$ 。

又令： s 为火箭沿轨道运动的距离； R 为轨道的曲率半径；因此，轨道的曲率为 $\frac{1}{R} = \frac{d\theta}{ds}$ ，故火箭飞行的

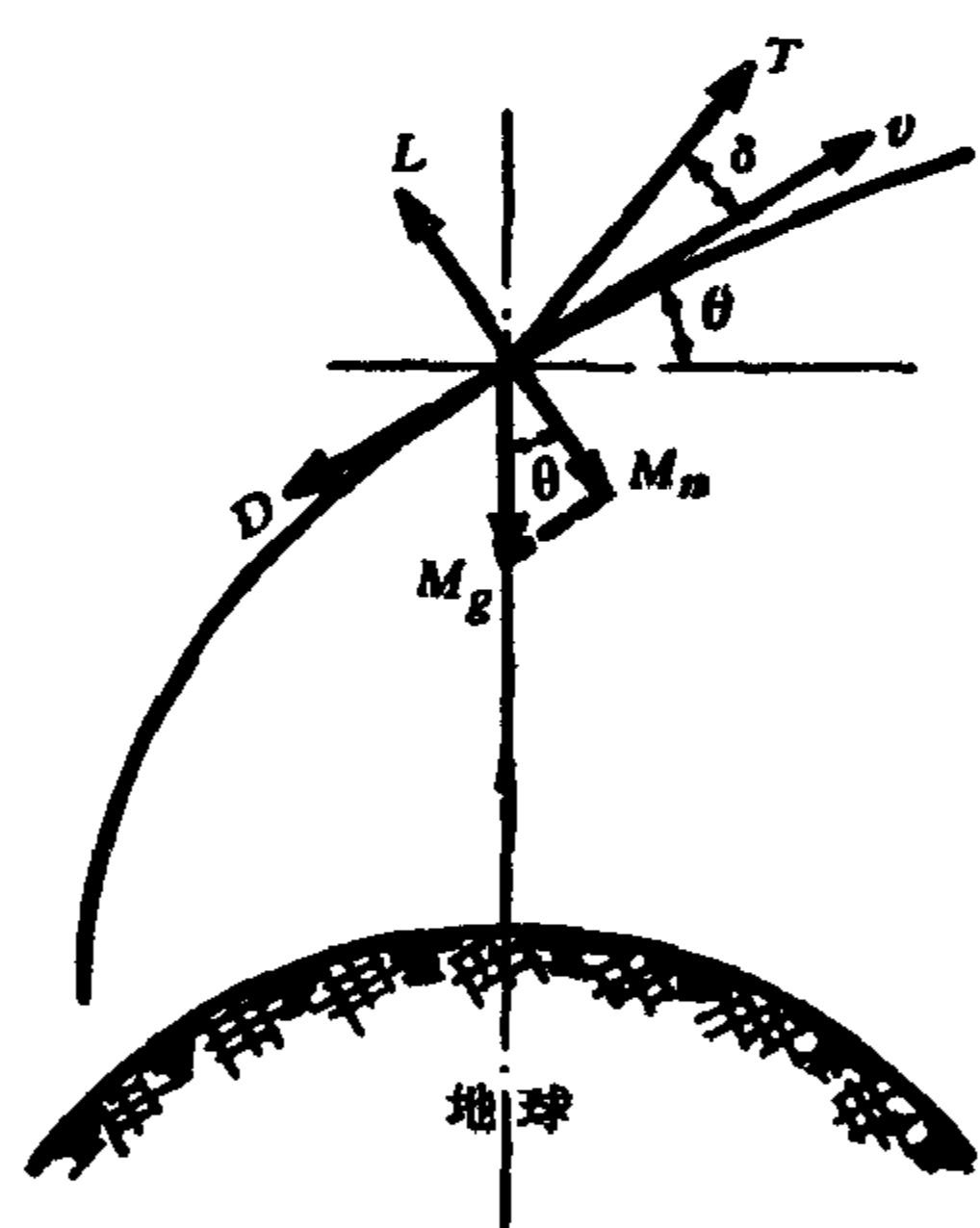


图 5.2 起飞轨道上火箭受力图

向心加速度很容易得出

$$\frac{v^2}{R} = v^2 \frac{d\theta}{ds} = v \frac{ds}{dt} \frac{d\theta}{ds} = v \frac{d\theta}{dt};$$

因此，火箭的径向运动方程为

$$v \frac{d\theta}{dt} = \frac{L}{M} - g \cos \theta - c \frac{dM}{dt} \frac{\sin \delta}{M}. \quad (5.2)$$

运动方程描述了火箭在离地面较近时的轨道上的运动状况。但是,应当指出的是,一般发射火箭时,即 $\theta_0 = \frac{\pi}{2}$, $t = 0$ 时,说明火箭是垂直起飞的。这时如果推力也是垂直向上,则 $\delta = 0$, 火箭对轨道不倾斜,那么 $L = 0$; 所以从公式(5.2)看出 $\frac{d\theta}{dt} = 0$, 即 θ 保持在 90° , 火箭将继续直往上飞。要想使轨道倾斜,必须使 $\theta \neq \frac{\pi}{2}$, 改变 θ 角的方法在实际飞行过程中有多种; 如在第三章中所讨论的推力方向调节的各种方法,就是当火箭垂直飞行一定高度后,借助于程序控制的作用,使舵机调节推力的方向与火箭飞行方向成一很小的 δ 角,即可在一段时间内使 θ 角改变到给定值,然后再利用地球引力的作用按照方程(5.1)及(5.2)航行。火箭飞行方向改变的速度(即 θ 角改变的速度),是依设计要求及发射的轨道要求而定。因此,当知道 δ 角与时间的关系时,我们就可以利用此运动方程来计算飞行在轨道上的火箭任何时刻的速度、方向和高度。但是,问题的困难在于 θ 角不能预先确定,它与 v 又有关系。所以一般必须采用数字积分来解此方程,而无其他简便的办法。这里对数字积分不去追述,只作一简略的估计,使大家有一粗略的数量概念。

我们将(5.1)式变化一下得出

$$dv = -\frac{D}{M}dt - g \sin \theta dt - c \cos \delta \frac{dM}{M}.$$

我们知道,由于火箭发动机产生的推力很大,只需使推力方向改变一很小的 δ 角,即可改变火箭的飞行方向。因此,可以把 $\cos \delta = 1$, 其所引起的误差是很小的。我们对上式进行积分得

$$\int_0^{v_1} dv = -\int_0^{t_1} \frac{D}{M} dt - g \int_0^{t_1} \sin \theta dt - c \int_{M_0}^{M_1} \frac{dM}{M},$$

所以

$$v_1 = -\int_0^{t_1} \frac{D}{M} dt - g \int_0^{t_1} \sin \theta dt + c \ln \frac{M_0}{M_1}. \quad (5.3)$$

从方程中可以看出最后一项 $c \ln \frac{M_0}{M_1}$ 就是方程(1.8)齐奥尔科夫斯基公式。这是因为齐奥尔科夫斯基公式没有考虑空气阻力损耗和重力作用的缘故。

对于多级运载火箭而言,根据齐奥尔科夫斯基公式得出,当第一级火箭的推进剂烧尽后火箭速度为

$$v_1 = c_1 \ln \frac{M_0^{(1)}}{M_1^{(1)}},$$

其中 c_1 为第一级发动机的有效喷气速度; $M_0^{(1)}$ 为第一级火箭点火时全火箭的质量,

$M_1^{(1)}$ 为第一級火箭熄火时的全火箭質量。当第二級火箭的推进剂烧尽后,火箭的速度为 v_1 附加以速度

$$v_2 = c_2 \ln \frac{M_0^{(2)}}{M_1^{(2)}},$$

其中 c_2 为第二級发动机的有效噴气速度; $M_0^{(2)}$ 为第二級火箭点火时全火箭的質量; $M_1^{(2)}$ 为第二級火箭熄火时的全火箭質量。余此类推,以后每一級火箭速度都得到类似增加,則

$$v_n = c_1 \ln \frac{M_0^{(1)}}{M_1^{(1)}} + c_2 \ln \frac{M_0^{(2)}}{M_1^{(2)}} + \cdots + c_n \ln \frac{M_0^{(n)}}{M_1^{(n)}} = \sum_{i=1}^n c_i \ln \frac{M_0^{(i)}}{M_1^{(i)}}.$$

如果每級火箭的排气速度都相等 ($c_1 = c_2 = \cdots = c_n = c$), 那么

$$v = c \ln \frac{M_0^{(1)}}{M_1^{(1)}} \frac{M_0^{(2)}}{M_1^{(2)}} \cdots \frac{M_0^{(n)}}{M_1^{(n)}}.$$

因此,由于方程 (5.3) 只与齐奥尔科夫斯基公式差阻力及重力所引起損耗的两項,对多級运载火箭而言,应当有下面的关系

$$v_1 = - \int_0^{t_1} \frac{D}{M} dt - g \int_0^{t_1} \sin \theta dt + c_1 \ln \frac{M_0^{(1)}}{M_1^{(1)}} + c_2 \ln \frac{M_0^{(2)}}{M_1^{(2)}} + \cdots + c_n \ln \frac{M_0^{(n)}}{M_1^{(n)}}, \quad (5.4)$$

式中 v_1 为熄火时火箭具有的速度。

显然,公式中由于推力作用所产生的速度,即齐奥尔科夫斯基速度,只要我們知道各項排气速度及各級火箭在点火时及熄火时的質量即可計算出来。因而,問題只要把其他两項所損耗速度的大小估計出来,就可算出在主动飞行阶段末了火箭所具有的速度。

現在我們来討論空气阻力所产生的速度損耗。火箭的起飞过程是一个由靜止变到运动,由低速飞行逐漸增加速度变为高速飞行。因此,开始时虽然是在稠密的大气层中飞行,但火箭速度是很低的。而后火箭速度逐漸加快,高度不断增加,大气的密度也随高度的增加而越来越稀薄。那么,在考虑火箭飞行在大气中所受的阻力时,既要考虑到火箭速度的变化,也要考虑到空气密度的变化。可以看出低速物体在稠密的大气中运动和較高速的物体在稀薄的大气中运动,所受的空气阻力不会太大。此外,我們知道,空气阻力的大小与物体的横截面面积的大小成正比,而物体的質量又与它的体积成正比,这对于火箭而言也不例外。因此,阻力損耗項中的 $\frac{D}{M}$ 即应与火箭横截面面积与火箭的体积之比成正比关系。这一事实說明了,如果火箭的形状相

似,面积是长度的平方关系,体积是长度的立方关系,则它们的比值为 $\frac{1}{\text{长度}}$. 说明火箭越大其截面积与体积之比就越小,阻力也就越小. 这样进一步说明了从地面起飞的火箭,由于空气阻力造成的速度损耗不会很大. 这一项在实际计算的结果中确是如此.

其次是估计地球引力作用所引起的速度损耗. 为了简便起见,我们采用一典型的火箭飞行过程来说明这个问题. 假设: 运载火箭从起飞到熄火整个过程共飞行 160 秒, 其中 0—7 秒为垂直飞行, 即 θ 保持 $\frac{\pi}{2}$; 7 至 87 秒为改变方向

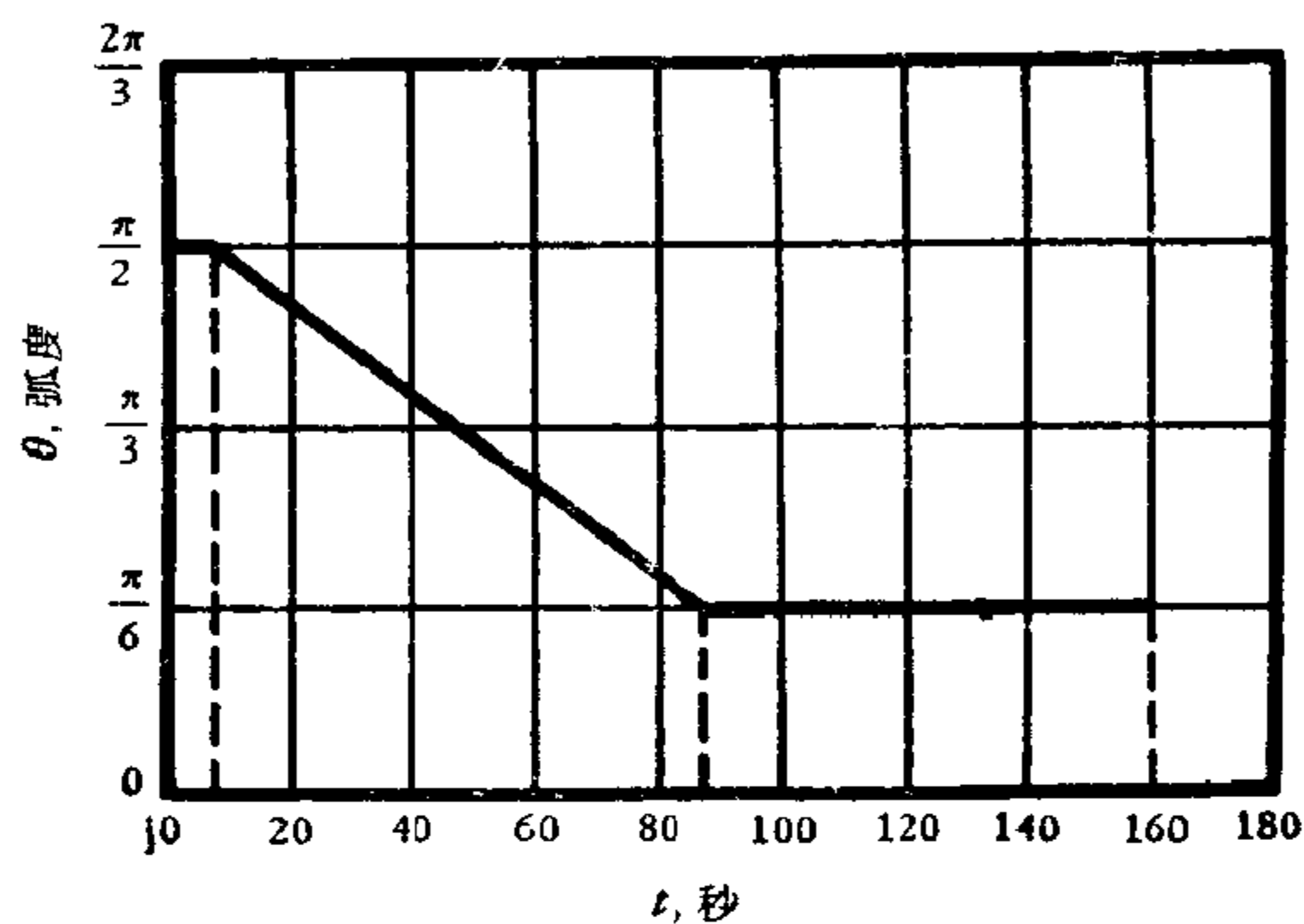


图 5.3 火箭飞行角度 θ 与推力作用时间 t 的关系示例

作轨道飞行,即使 θ 角从 $\frac{\pi}{2}$ 等速递减到

$\frac{\pi}{6}$; 87 至 160 秒为保持 $\theta = \frac{\pi}{6}$ 的角度不变的方向飞行,见图 5.3.

因此,方程(5.4)的重力损耗项可以从时间为 0 秒积分到 160 秒区间来求得由于重力作用而产生的速度损耗,即

$$\begin{aligned}
 g \int_0^{160} \sin \theta dt &= g \int_0^7 \sin \theta dt + g \int_7^{87} \sin \theta dt + g \int_{87}^{160} \sin \theta dt \\
 &= g \int_0^7 \sin \frac{\pi}{2} dt + g \int_7^{87} \sin \theta dt + g \int_{87}^{160} \sin \frac{\pi}{6} dt \\
 &= 7g + g \int_7^{87} \sin \theta \frac{dt}{d\theta} d\theta + \frac{1}{2} (160 - 87)g \\
 &= 7g + g \frac{dt}{d\theta} \int_{\pi/2}^{\pi/6} \sin \theta d\theta + \frac{73}{2} g \\
 &= 7g + g \frac{87 - 7}{\frac{\pi}{6} - \frac{\pi}{2}} \left(-\cos \frac{\pi}{6} + \cos \frac{\pi}{2} \right) + \frac{73}{2} g \\
 &= 7g + 66.1g + 36.5g = 109.6g = 1,074 \text{ 米/秒}.
 \end{aligned}$$

因此,可以将在这一段上飞行时重力作用所引起的速度损耗大约估计为 1,200 米/秒. 再加上考虑到由于空气阻力所带来的损耗,根据许多计算,这两项损耗的总和为

$$\int_0^{t_1} \frac{D}{M} dt + g \int_0^{t_1} \sin \theta dt \cong 1,300 \text{ 米/秒} \sim 2,000 \text{ 米/秒}.$$

一般估计时可取两项损耗之和为 1,500 米/秒.

从这两部分損耗来看重力的作用是十分重要的。从公式中看出,如果熄火时火箭所具有的飞行方向与水平方向成的 θ 角越小,而重力場所引起的速度損耗也越小,即是使軌道尽量平行于地面,对我们取得更高的速度是有利的,因而这是个十分重要的設計指导思想。

§ 5.3 質点在向心引力場中的运动

在討論自由飞行段的軌道之前,我們先研究一个质点在向心引力場中的运动問題。

假設:中心引力是由一个質量很大的质点所产生的,而运动的質点的質量确比它小得多;因此,中心质点所受运动質点的引力很小,以至許可忽略不計。实际上火箭

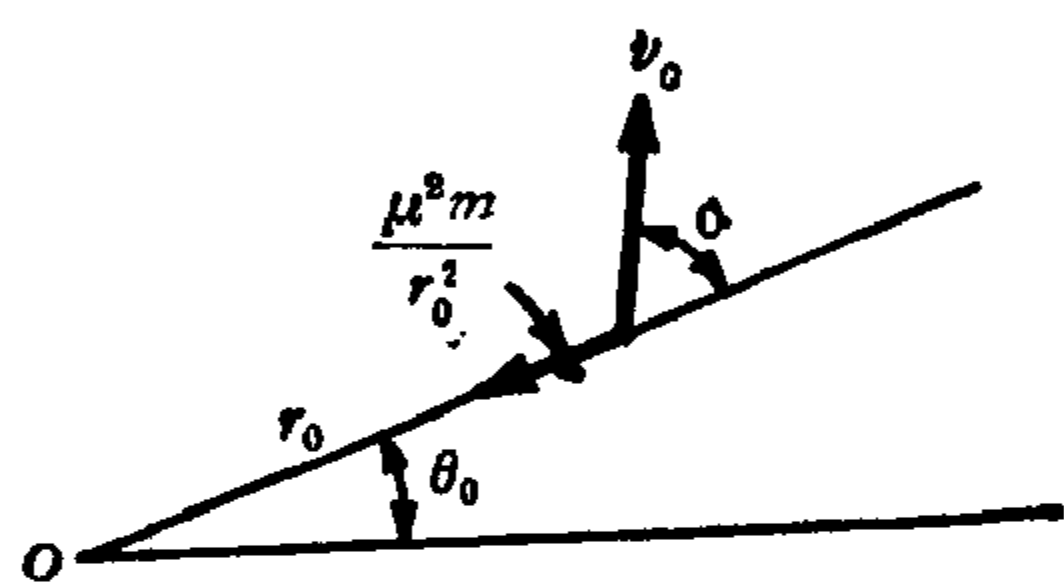


图 5.4 质点繞中心力場的运动

或卫星的运动就是这种运动。因此,火箭所受地球的中心引力的中心应与地球的中心“0”点重合,所以我們用图 5.4 简单地描述质点在中心引力的作用下繞“0”点运动的状况。

前面我們已經提到了,火箭从主动飞行变成自由飞行,是从火箭熄火开始。設此时的时间为 t_0 ;火箭所具有的速度,即熄火速度为 v_0 ;质点至中心的距离为 r_0 ;质点运动方向与径向的交角为 α ,因此,按照万有引力定律,質量为 m 的质点此时所受的向心引力为 $\frac{\mu^2 m}{r_0^2}$, μ 为常数。如果质点是繞地球运动时(认为地球是圓球形),則质点所受的向心力为 $mg\left(\frac{R}{r}\right)^2$,則得

$$mg\left(\frac{R}{r}\right)^2 = \frac{\mu^2 m}{r_0^2};$$

所以常数

$$\mu^2 = gR^2. \quad (5.5)$$

因此,我們很容易由向心力求得质点在 r 处所具有的势能为 $\left(-\frac{\mu^2 m}{r}\right)$ 。又由于火箭在自由飞行中无推力作用,同时在高空,其空气阻力可以忽略不計,因此它的飞行是一个保守系統的运动,即是整个系統所具有的能量总和(动能及势能)保持不变。而且质点速度的平方是径向速度平方和切向速度平方之和,亦即

$$\text{总动能} = \frac{1}{2} \left[\left(\frac{dr}{dt} \right)^2 + \left(r \frac{d\theta}{dt} \right)^2 \right].$$

很显然,此时单位质量所具有的势能 $= -\frac{\mu^2}{r}$. 所以,我们得出单位质量所具有的总能量为:

$$\frac{1}{2} \left\{ \left(\frac{dr}{dt} \right)^2 + \left(r \frac{d\theta}{dt} \right)^2 \right\} - \frac{\mu^2}{r} = \frac{1}{2} v_0^2 - \frac{\mu^2}{r_0}. \quad (5.6)$$

式中: $\frac{1}{2} v_0^2$ 及 $-\frac{\mu^2}{r_0}$ 分别表示单位质量在 t_0 时所具有的动能和势能.

此外,大家都知道,质点此时是作惯性飞行,作用在质点上的力只有向心力;而向心力是一径向力,它不可能改变质点运动的角动量. 因此,此时质点的角动量也应当是守恒的. 所以我们得出:

$$r \cdot r \frac{d\theta}{dt} = r^2 \frac{d\theta}{dt} = \text{常数} = r_0 v_0 \sin \alpha. \quad (5.7)$$

利用微分关系和(5.6)式我们得到

$$\frac{dr}{dt} = \frac{dr}{d\theta} \cdot \frac{d\theta}{dt} = \frac{dr}{d\theta} \frac{v_0 r_0 \sin \alpha}{r^2}. \quad (5.8)$$

再将(5.7)和(5.8)式代入(5.6)式则得:

$$\left(\frac{dr}{d\theta} \right)^2 \frac{v_0^2 r_0^2 \sin^2 \alpha}{r^4} + \frac{v_0^2 r_0^2 \sin^2 \alpha}{r^2} - \frac{2\mu^2}{r} = v_0^2 - \frac{2\mu^2}{r_0},$$

所以

$$\begin{aligned} \left(\frac{dr}{d\theta} \right)^2 &= \frac{\left(v_0^2 - \frac{2\mu^2}{r_0} + \frac{2\mu^2}{r} - \frac{v_0^2 r_0^2 \sin^2 \alpha}{r^2} \right)}{\frac{v_0^2 r_0^2 \sin^2 \alpha}{r^4}}, \\ \frac{dr}{d\theta} &= \frac{\sqrt{v_0^2 - \frac{2\mu^2}{r_0} + \frac{2\mu^2}{r} - \frac{v_0^2 r_0^2 \sin^2 \alpha}{r^2}}}{\frac{v_0 r_0 \sin \alpha}{r^2}}. \end{aligned}$$

故得出

$$d\theta = \frac{\frac{v_0 r_0 \sin \alpha}{r^2} dr}{\sqrt{v_0^2 - \frac{2\mu^2}{r_0} + \frac{2\mu^2}{r} - \frac{v_0^2 r_0^2 \sin^2 \alpha}{r^2}}}.$$

因为

$$d \left(\frac{v_0 r_0 \sin \alpha}{r} \right) = - \frac{v_0 r_0 \sin \alpha}{r^2} dr,$$

所以

$$d\theta = \frac{-d\left(\frac{v_0 r_0 \sin \alpha}{r}\right)}{\sqrt{v_0^2 - \frac{2\mu^2}{r_0} + \frac{2\mu^2}{r} - \frac{v_0^2 r_0^2 \sin^2 \alpha}{r^2}}}.$$

又由于

$$\frac{\mu^2}{r} = \frac{v_0 r_0 \sin \alpha}{r} \cdot \frac{\mu^2}{v_0 r_0 \sin \alpha},$$

所以,可以把上面的公式换写为:

$$d\theta = \frac{-d\left(\frac{v_0 r_0 \sin \alpha}{r} - \frac{\mu^2}{v_0 r_0 \sin \alpha}\right)}{\sqrt{\left(v_0^2 - \frac{2\mu^2}{r_0} + \frac{\mu^4}{v_0^2 r_0^2 \sin^2 \alpha}\right) - \left(\frac{v_0 r_0 \sin \alpha}{r} - \frac{\mu^2}{v_0 r_0 \sin \alpha}\right)^2}}.$$

显然,这种形式就是反余弦函数的微分形式,因此可以对上式进行积分得到:

$$\theta - \theta_0 = \arccos \left\{ \frac{\frac{v_0 r_0 \sin \alpha}{r} - \frac{\mu^2}{v_0 r_0 \sin \alpha}}{\sqrt{v_0^2 - \frac{2\mu^2}{r_0} + \frac{\mu^4}{v_0^2 r_0^2 \sin^2 \alpha}}} \right\},$$

式中 θ_0 为积分常量. 上式进行变换后即得:

$$\cos(\theta - \theta_0) = \frac{\frac{v_0 r_0 \sin \alpha}{r} - \frac{\mu^2}{v_0 r_0 \sin \alpha}}{\sqrt{v_0^2 - \frac{2\mu^2}{r_0} + \frac{\mu^4}{v_0^2 r_0^2 \sin^2 \alpha}}}.$$

通过以上的运算我们最后得出质点距引力中心的距离为:

$$r = \frac{v_0 r_0 \sin \alpha}{\frac{\mu^2}{v_0 r_0 \sin \alpha} + \sqrt{v_0^2 - \frac{2\mu^2}{r_0} + \frac{\mu^4}{v_0^2 r_0^2 \sin^2 \alpha}} \cos(\theta - \theta_0)},$$

或写作下式

$$r = \frac{\frac{v_0^2 r_0^2 \sin^2 \alpha}{\mu^2}}{1 + \frac{v_0 r_0 \sin \alpha}{\mu^2} \sqrt{v_0^2 - \frac{2\mu^2}{r_0} + \frac{\mu^4}{v_0^2 r_0^2 \sin^2 \alpha}} \cos(\theta - \theta_0)}. \quad (5.9)$$

此即为用极坐标表示的椭圆方程,我们可以把公式(5.9)与在极坐标中圆锥曲线方程作比较,就可以更清楚的看出,方程(5.9)说明了人造卫星的轨道是一圆锥曲线,并且是以地球的中心为它的一个焦点. 我们知道,在极坐标中圆锥曲线方程有如(5.10)式的形式,其中 p (通径)和 θ_0 为常数,而 ϵ 代表圆锥曲线的偏心率:

$$r = \frac{p}{1 + \epsilon \cos(\theta - \theta_0)}, \quad (5.10)$$

如果 $\epsilon < 1$, 则 r 在 θ 的所有值内都是一有限值, 这时圆锥曲线为一个椭圆形.

$\epsilon = 0$ 则 $r = p = \text{常数}$, 椭圆就变成一个圆形.

$\epsilon = 1$, 则当 $(\theta - \theta_0) = \pi$ 时 $1 + \epsilon \cos(\theta - \theta_0)$ 趋近于零, r 趋近于 ∞ . 这时圆锥曲线就成为一个抛物线.

$\epsilon > 1$, 则圆锥曲线就成为双曲线.

把方程(5.10)与(5.9)对比后, 我们就得到其对应的值为:

$$\begin{aligned} p &= \frac{v_0^2 r_0^2 \sin^2 \alpha}{\mu^2}; \\ \epsilon &= \left\{ \frac{v_0 r_0 \sin \alpha}{\mu^2} \sqrt{\frac{\mu^4}{v_0^2 r_0^2 \sin^2 \alpha} - \left(\frac{2\mu^2}{r_0} - v_0^2 \right)} \right\} \\ &= \sqrt{1 - \frac{v_0^2 r_0^2 \sin^2 \alpha}{\mu^4} \left(\frac{2\mu^2}{r_0} - v_0^2 \right)}. \end{aligned} \quad (5.11)$$

由公式(5.11)看出, 火箭所运行的轨道是椭圆、抛物线或双曲线, 皆决定于初速 v_0 是小于、等于或大于 $\sqrt{\frac{2\mu^2}{r_0}}$. 而如果我们利用公式(5.5)及公式(1.6), 则 $\sqrt{\frac{2\mu^2}{r_0}}$ 正是第二宇宙速度 V_2 . 所以当 $v_0 < V_2$, 因 $\frac{2\mu^2}{r_0} - v_0^2 > 0$, 则 $\epsilon < 1$ 轨道为椭圆形; $v_0 = V_2$, 因 $\frac{2\mu^2}{r_0} - v_0^2 = 0$, 则 $\epsilon = 1$, 轨道为抛物线; $v_0 > V_2$, 因 $\frac{2\mu^2}{r_0} - v_0^2 < 0$, 则 $\epsilon > 1$, 形成一个双曲线轨道; 后两种情况火箭都将飞往无限远处. 但是, 地球卫星的运载火箭, 其速度必然小于第二宇宙速度 V_2 , 只能是绕地球旋转, 也就是说不可能大于第二宇宙速度, 只能是 $\frac{2\mu^2}{r_0} - v_0^2 > 0$, 所以只能是一个椭圆形的轨道. 下面我们将对椭圆形轨道进一步进行计算.

椭圆形轨道的近地点 r_2 是指距离地球中心最近的一点, 即 r 为最小值. 由(5.9)式可以看出, 当 $(\theta - \theta_0) = 0$, $\cos(\theta - \theta_0) = 1$ 时, $1 + \epsilon \cos(\theta - \theta_0)$ 为最大, 则 r 为最小, 故

$$r_2 = \frac{p}{1 + \epsilon}.$$

同时, 从这里也就指出了积分常数 θ_0 的意义, 即 θ_0 是

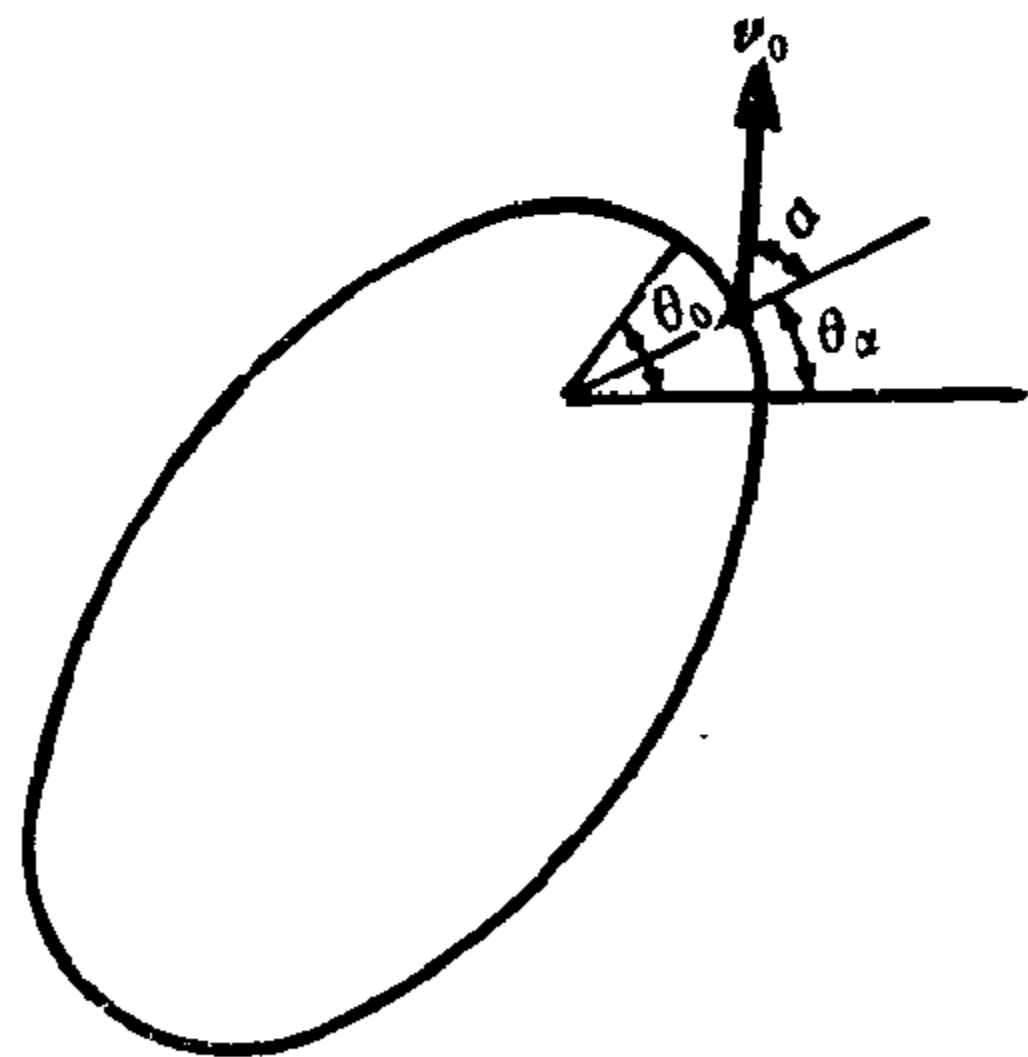


图 5.5 椭圆卫星轨道

在軌道近地点在极坐标中的角坐标,它就是近地点的 θ 值(见图 5.5).

椭圆形軌道的远地点 r_1 是指距离地球中心最远一点的位置,也就是 r 为最大的一点,即当 $\theta - \theta_0 = \pi$, $\cos(\theta - \theta_0) = -1$ 时, $1 + \varepsilon \cos(\theta - \theta_0) =$ 最小,则 r 就为最大值,所以

$$r_1 = \frac{p}{1 - \varepsilon}.$$

如果,椭圆形軌道的半长軸用 a 表示,半短軸用 b 表示,则

$$2a = r_1 + r_2 = p \left(\frac{1}{1 + \varepsilon} + \frac{1}{1 - \varepsilon} \right) = \frac{2p}{1 - \varepsilon^2};$$

所以

$$a = \frac{p}{1 - \varepsilon^2}.$$

由公式(5.11)得到

$$1 - \varepsilon^2 = \frac{v_0^2 r_0^2 \sin^2 \alpha}{\mu^4} \left(\frac{2\mu^2}{r_0} - v_0^2 \right), \quad (5.12)$$

则

$$a = \frac{\frac{v_0^2 r_0^2 \sin^2 \alpha}{\mu^2}}{1 - \left(\frac{v_0^2 r_0^2 \sin^2 \alpha}{\mu^4} v_0^2 - \frac{v_0^2 r_0^2 \sin^2 \alpha}{\mu^4} \frac{2\mu^2}{r_0} + 1 \right)},$$

简化后得

$$a = \frac{\mu^2}{\frac{2\mu^2}{r_0} - v_0^2}. \quad (5.13)$$

(5.13)式指出:半长径 a 的数值是与 α 角无关的,而只是 r_0 及 v_0 的函数,即不同的 α 角会形成不同的椭圆軌道,但所有这些軌道的半长径都是相同的,数值等于(5.12)式所給出的(见图 5.5). 因为

$$b = a \sqrt{1 - \varepsilon^2},$$

所以

$$b = \frac{\mu^2}{\frac{2\mu^2}{r_0} - v_0^2} \frac{v_0 r_0 \sin \alpha}{\mu^2} \sqrt{\frac{2\mu^2}{r_0} - v_0^2},$$

即

$$b = \frac{v_0 r_0 \sin \alpha}{\sqrt{\frac{2\mu^2}{r_0} - v_0^2}}. \quad (5.14)$$

矢径扫过的面积为一三角形的面积,其值为:三角形面积 $= \frac{1}{2} \times \text{底} \times \text{高} =$

$\frac{1}{2} \cdot r d\theta \cdot r = \frac{1}{2} r^2 d\theta$; 所以对于单位时间即每秒对心所扫出来的面积为 $\frac{1}{2} r^2 \frac{d\theta}{dt}$, 而依照 (5.6) 式应为常数。也就是说, 质点在有心力的作用下, 它对力作用中心的矢径在等时间内扫出来的面积是相等的, 即“面积速度”是守恒的, 其值为 $\frac{1}{2} v_0 r_0 \sin \alpha$ 。

§ 5.4 椭圆轨道上卫星的周期

我们可从上一节所讨论的问题出发来计算椭圆轨道上卫星的周期。这时是在高空飞行, 可以忽略空气阻力及其他力的作用, 只考虑重力的作用。而重力为中心力, 故动量矩是守恒的, 所以卫星在椭圆轨道上运行的周期 T 为:

$$T = \frac{\text{椭圆的面积}}{\text{每秒对心扫出来的面积}} = \frac{\pi ab}{\frac{1}{2} v_0 r_0 \sin \alpha},$$

$$T = \frac{\pi a^2 \sqrt{1 - \epsilon^2}}{\frac{1}{2} v_0 r_0 \sin \alpha} = \frac{2\pi \mu^2}{\left(\frac{2\mu}{r_0} - v_0^2\right)^{3/2}} = \frac{2\pi a^{3/2}}{\mu},$$

所以

$$T = \frac{2\pi a^{3/2}}{\sqrt{gR^2}}. \quad (5.15)$$

我们从公式 (5.15) 看到: 周期的长短与 α 角无关, 只要 r_0 及 v_0 确定了, 周期也就定了。不同的 α 角, 即 v_0 的方向会造成不同的椭圆轨道, 但是, 在每一个轨道上的周期是相同的。这也就说明, 如果发射火箭的速度控制得很准确, 当发射角即发射方向稍微有偏差, 并不改变其卫星的运行周期。

现在设近地点离地球表面的高度为 h_2 , 则 $r_2 = R + h_2$; 远地点离地球表面的高度为 h_1 , 则 $r_1 = R + h_1$, 其中 R 为地球的半径, 则

$$2a = h_1 + h_2 + 2R,$$

所以

$$a = \frac{h_1 + h_2}{2} + R.$$

其椭圆轨道的周期 T 为

$$T = \frac{2\pi a^{3/2}}{\sqrt{gR^2}} = 2\pi \sqrt{\frac{R}{g}} \left(\frac{h_1 + h_2}{2R} + 1 \right)^{3/2} = 84.5 \left(1 + \frac{h_1 + h_2}{2R} \right)^{3/2} (\text{分}). \quad (5.16)$$

§ 5.5 发射卫星的最佳轨道

我们在 § 5.1 节里已经说明了发射人造地球卫星的轨道最好分成三段, 一段是离

地球表面很近的(約一百公里的范围)的主动段,然后是一段自由飞行的被动段,最后在自由飞行的椭圆轨道将与卫星的圆形轨道相切时,再加一小段主动段,使卫星进入轨道(如图 5.1). 而椭圆轨道是运载火箭继续上升的轨道,所以椭圆与卫星轨道相切的那一点一定是椭圆轨道的远地点. 因此,椭圆轨道的远地点,即卫星圆形轨道的半径为:

$$r^* = r_1 = \frac{p}{1 - \epsilon} = \frac{\frac{\mu^2 r_0^2 \sin^2 \alpha}{\mu^2}}{1 - \sqrt{1 - \frac{\mu^2 r_0^2 \sin^2 \alpha}{\mu^4} \left(\frac{2\mu^2}{r_0} - v_0^2 \right)}}. \quad (5.17)$$

我们可以应用质点在有心力场作用下,角动量守恒的这一事实,来计算远地点的速度,也即是到达远地点时的速度 v_1 乘上远地点离地心的距离 r^* 等于最初速度的角动量. 所以

$$\begin{aligned} v_1 r^* &= v_0 r_0 \sin \alpha, \\ v_1 &= \frac{v_0 r_0 \sin \alpha}{r^*}. \end{aligned}$$

而相应于在卫星的圆形轨道上的旋转速度为 v^* 其值为

$$v^* = \sqrt{gR} \left(\frac{R}{r^*} \right)^{1/2} = \frac{\mu}{\sqrt{r^*}},$$

因此火箭最后要进入卫星轨道所需要增加的速度为:

$$v^* - v_1 = \frac{\mu}{\sqrt{r^*}} - \frac{v_0 r_0 \sin \alpha}{r^*}.$$

这里,由于高空空气稀薄,其空气阻力可以忽略;另外在最后加速时其航行轨道基本上是与地球表面平行,即与重力垂直,所以最后加速段可以看成是在完全没有损耗的条件下进行的.

根据以上发射轨道的速度安排,所有各级运载火箭用齐奥尔科夫斯基公式计算得出的速度 V ,应该是 v_0 及达到 v_0 所必有的速度损耗,再加以上所计算的第 i 段的速度增量,即

$$V = \sum_{i=1}^{i=n} c_i \ln \frac{M_0^{(i)}}{M_1^{(i)}} = v_0 + \text{所有的速度损耗} + \frac{\mu}{\sqrt{r^*}} - \frac{v_0 r_0 \sin \alpha}{r^*}. \quad (5.18)$$

但是,我们在具体安排时,如何才能使 V 为最低呢? 为了回答这个问题,我们可以作如下的分析和讨论:

由公式 (5.18) 我们可以看到,在全部变数里, r^* 是我们所选择的圆形卫星轨道

的直径,它是由我们发射卫星的目的来决定的;它与轨道的选择无关,在计算中是一个不变值. r_0 是可以由我们给定,一般第一段总要飞出大气层以外, r_0 为 100 公里左右的高度. 我们可以认为它是一个不变的数值,或者变化很小可以忽略. 另外所有的损耗在第一段飞行中变化也不大可以忽略. 所以在以上条件下,我们就可以来选择速度 v_0 及 v_0 与 r_0 之间的夹角 α 角的关系,使其达到总的速度值 V 为最小.

从公式(5.17)可以得到

$$\begin{aligned} \left(1 - \frac{v_0^2 r_0^2 \sin^2 \alpha}{r^{*2} \mu^2}\right)^2 &= 1 - \frac{v_0^2 r_0^2 \sin^2 \alpha}{\mu^4} \left(\frac{2\mu^2}{r_0} - v_0^2\right) \\ &- 2\mu^2 \frac{v_0^2 r_0^2 \sin^2 \alpha}{r^{*2} \mu^4} + \frac{v_0^4 r_0^4 \sin^4 \alpha}{r^{*2} \mu^4} = - \frac{v_0^2 r_0^2 \sin^2 \alpha}{\mu^4} \left(\frac{2\mu^2}{r_0} - v_0^2\right), \end{aligned}$$

即

$$- \frac{2\mu^2}{r^*} + \frac{v_0^2 r_0^2 \sin^2 \alpha}{r^{*2}} = - \frac{2\mu^2}{r_0} + v_0^2,$$

所以

$$\begin{aligned} v_0 r_0 \sin \alpha &= r^* \sqrt{v_0^2 - 2\mu^2 \left(\frac{1}{r_0} - \frac{1}{r^*}\right)}, \\ \frac{v_0 r_0 \sin \alpha}{r^*} &= \sqrt{v_0^2 - 2\mu^2 \left(\frac{1}{r_0} - \frac{1}{r^*}\right)}. \end{aligned} \quad (5.19)$$

从公式(5.18)看出:要使总的速度为最小值,实际上就是 $\left(v_0 - \frac{v_0 r_0 \sin \alpha}{r^*}\right)$ 为最小值. 因此将公式(5.19)代入公式(5.18)得出:

$$v_0 - \sqrt{v_0^2 - 2\mu^2 \left(\frac{1}{r_0} - \frac{1}{r^*}\right)}. \quad (5.20)$$

让(5.20)式等于最小值时,就可以满足使总速度值为最小. 而(5.20)式中 $2\mu^2 \left(\frac{1}{r_0} - \frac{1}{r^*}\right)$ 为常数,所以只有当 v_0 为最大值时, $v_0 - \sqrt{v_0^2 - \text{常数}}$ 才为最小. 但是, v_0 不可能无限制的增加,它存在一个极限值. 而且这个极限值的求出,不能用一般使微分等于零的方法,因为当 v_0 增加还没有达到使其微分等于零的时候,问题本身的含义就限制了 v_0 继续增加. 其 v_0 的增加主要是受 α 角的限制. 根据公式(5.19), v_0 加大时, $\sin \alpha$ 也不断加大,但当 $\alpha = \frac{\pi}{2}$, $\sin \alpha = 1$ 时, $\sin \alpha$ 已达其最大值,也就是 v_0 已达到它可能的最大值了. 让最大值用 v_0^* 来表示,则从公式(5.19)可得到:

$$\sin \alpha = 1 - \frac{r^*}{r_0} \sqrt{1 - \frac{2\mu^2}{v_0^{*2}} \left(\frac{1}{r_0} - \frac{1}{r^*}\right)},$$

$$1 - \left(\frac{r_0}{r^*}\right)^2 = \frac{2\mu^2}{v_0^{*2}} \left(1 - \frac{1}{r^*}\right) - \frac{2\mu^2}{v_0^{*2} r_0} \left(1 - \frac{r_0}{r^*}\right),$$

$$1 + \frac{r_0}{r^*} = \frac{2\mu^2}{v_0^{*2} r_0} = \frac{2r^*}{r_0} \times \frac{1}{\left(\frac{v_0^*}{\frac{\mu}{\sqrt{r^*}}}\right)^2};$$

所以

$$\left(\frac{v_0^*}{\frac{\mu}{\sqrt{r^*}}}\right)^2 = \frac{2\left(\frac{r^*}{r_0}\right)}{1 + \frac{r_0}{r^*}} = \frac{2\left(\frac{r^*}{r_0}\right)\left(\frac{r^*}{r_0}\right)}{\left(1 + \frac{r_0}{r^*}\right)\left(\frac{r^*}{r_0}\right)} = \frac{2\left(\frac{r^*}{r_0}\right)^2}{1 + \frac{r^*}{r_0}} \quad (5.21)$$

把方程 (5.21) 代入沒有加損耗的用齐奥尔科夫斯基公式計算出的速度增量为 (其中 $\sin \alpha = 1$):

$$(\Delta V)^* = \frac{\mu}{\sqrt{r^*}} - \frac{v_0^* r_0 \sin \alpha}{r^*} + v_0^* = \frac{\mu}{\sqrt{r^*}} + v_0^* \left(1 - \frac{r_0}{r^*}\right)$$

$$= \frac{\mu}{\sqrt{r^*}} \left\{ 1 + \frac{\sqrt{2}}{\sqrt{1 + \left(\frac{r^*}{r_0}\right)}} \left(\frac{r^*}{r_0} - 1\right) \right\}. \quad (5.22)$$

因此, 对于多級运载火箭用齐奥尔科夫斯基公式計算出来的所需要的总速度的最小值为:

$$V^* = \sum_{i=1}^{i=n} c_i \ln \frac{M_0^{(i)}}{M_1^{(i)}} = \text{損耗} + (\Delta V)^* = \text{損耗} + \frac{\mu}{\sqrt{r^*}} \left\{ 1 + \frac{\sqrt{2}}{\sqrt{1 + \left(\frac{r^*}{r_0}\right)}} \left(\frac{r^*}{r_0} - 1\right) \right\}$$

$$= \text{損耗} + \sqrt{gR} \sqrt{\frac{R}{r^*}} \left\{ 1 + \frac{\sqrt{2}}{\sqrt{1 + \left(\frac{r^*}{r_0}\right)}} \left(\frac{r^*}{r_0} - 1\right) \right\}. \quad (5.23)$$

其中 $\sqrt{gR} \sqrt{\frac{R}{r^*}}$ 为半径为 r^* 的軌道上卫星的速度值。

因为 $\alpha = \frac{\pi}{2}$, 所以自由飞行段的开始正好在近地点, 而远地点是在近地点与地球中心的連綫上, 也就是与卫星軌道相切的那一点。这种形式的軌道特点是: 第一加速段与第二加速段之間的距离是很远的, 即自由飞行段相当长。按照这个最小动力要求的发射軌道如图 5.6。实际上发射軌道的选择要受一些因素的限制, 如軌道的精确度, 以及为了使发射軌道不超出国土或自己控制的地区, 有时宁愿多消耗一些能

量而不采用自由飞行段较长的轨道;也就是说,根据实际需要和可能选择消耗能量最小的轨道。但我们的计算说明了好的发射轨道总是在两个主动段之间加一段比较长的自由飞行段。

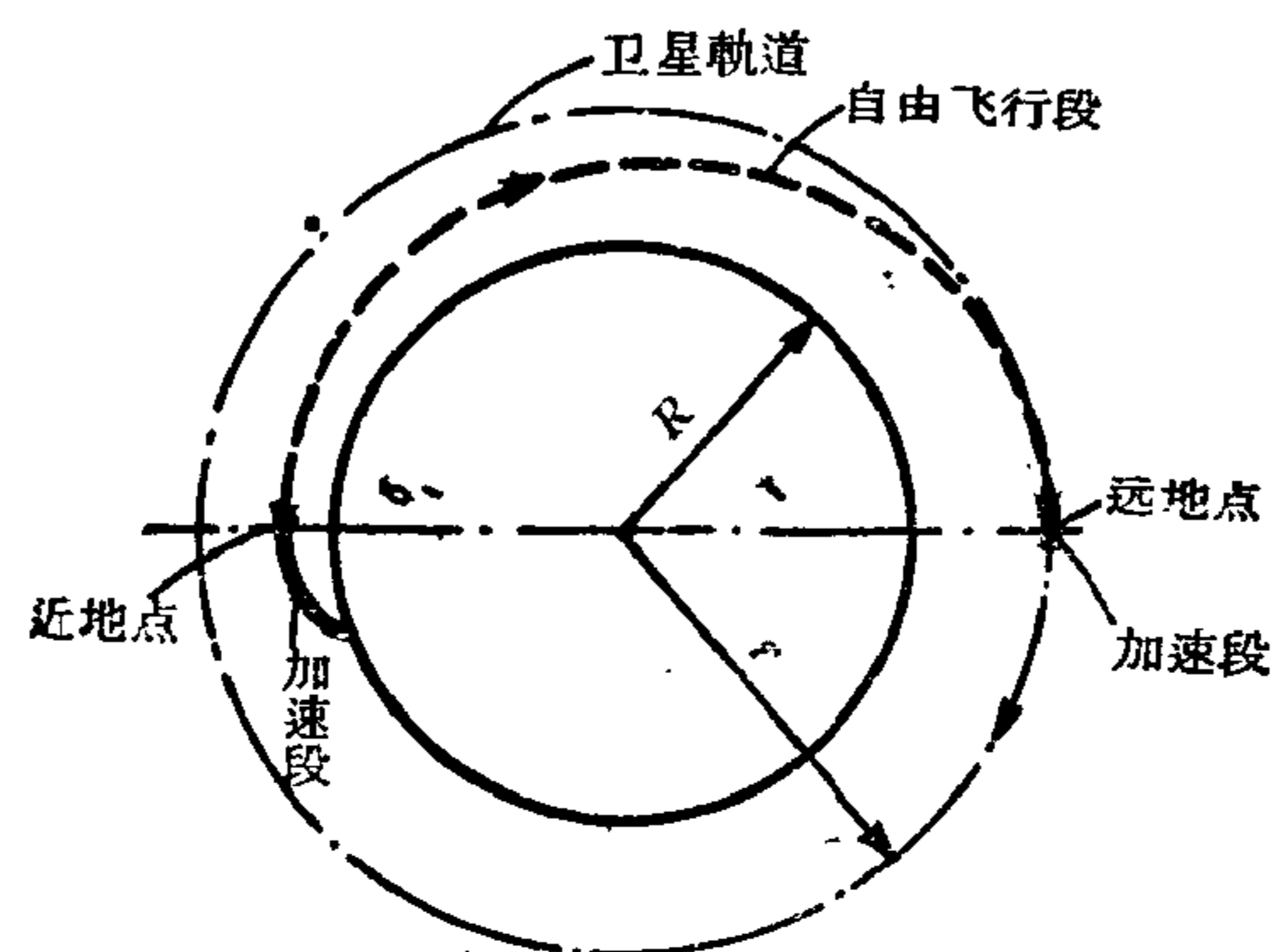


图 5.6 发射卫星的“最优”轨道

为了给我们一个概念,下面对周期为 24 小时的卫星轨道所需要的速度进行具体的计算例: R 为地球的半径 6,371 公里,第一主动段结束时的高度为 100 公里,即 $r_0 = 6,371 + 100 = 6,471$ 公里。

$$T = 24 \text{ 小时}, \quad r^* = 6.63R,$$

$$r_0 = R + 100 = \frac{6,371 + 100}{6,371} R = 1.016R,$$

$$\frac{r^*}{r_0} = 6.53.$$

$$\begin{aligned} (\Delta V)^* &= \sqrt{gR} \left(\frac{R}{r^*} \right)^{1/2} \left\{ 1 + \frac{\sqrt{2}}{\sqrt{1 + \left(\frac{r^*}{r_0} \right)}} \left(\frac{r^*}{r_0} - 1 \right) \right\} \\ &= 7.91 \frac{1}{\sqrt{6.63}} \left\{ 1 + \frac{\sqrt{2}}{\sqrt{7.53}} (6.53 - 1) \right\} \\ &= 7.91 \frac{1}{2.574} \left\{ 1 + \frac{1.414}{2.746} \times 5.53 \right\} = 11.81 \text{ 公里/秒}. \end{aligned}$$

而在第一主动段終了时的实际速度是

$$\begin{aligned} v^* &= \frac{\mu}{\sqrt{r^*}} \frac{r^*}{r_0} \times \frac{\sqrt{2}}{\sqrt{1 + \frac{r^*}{r_0}}} = 7.91 \times \frac{1}{\sqrt{6.63}} \times 6.53 \times \frac{1.414}{2.746} \\ &= 10.35 \text{ 公里/秒}. \end{aligned}$$

所以,在远地点附近,第二主动段所增加的速度 $= 11.81 - 10.35 = 1.46$ 公里/秒.

我們注意到 $(\Delta V)^*$ 是 11.81 公里/秒,比第二宇宙速度 $V_2 = 11.18$ 公里/秒还大一些,而我們在 § 1.5 节中所計算的 24 小时卫星的理想发射速度,只有 10.74 公里/秒,这說明实际可行的发射軌道与理想的差別.

再举个例 $r^* = 7,000$ 公里,也就是发射低軌道卫星, $r_0 = 6,471$ 公里,

$$\begin{aligned} (\Delta V)^* &= \sqrt{gR} \left(\frac{R}{r^*} \right)^{1/2} \left\{ 1 + \frac{\sqrt{2}}{\sqrt{1 + \frac{r^*}{r_0}}} \left(\frac{r^*}{r_0} - 1 \right) \right\} \\ &= 7.91 \left(\frac{6,371}{7,000} \right)^{1/2} \left\{ 1 + \frac{\sqrt{2}}{\sqrt{1 + \frac{7,000}{6,471}}} \left(\frac{7,000}{6,471} - 1 \right) \right\} \\ &= 7.91 \times 0.954 \left(1 + \frac{1.414}{\sqrt{2.082}} \times 0.082 \right) = 8.16 \text{ 公里/秒.} \end{aligned}$$

在第一主动段終了时实际速度是

$$\begin{aligned} v^* &= \frac{\mu}{\sqrt{r^*}} \cdot \frac{r^*}{r_0} \cdot \frac{\sqrt{2}}{\sqrt{1 + \frac{r^*}{r_0}}} = 7.91 \times 0.954 \times \frac{1.414}{1.444} \times 1.082 \\ &= 7.98 \text{ 公里/秒.} \end{aligned}$$

所以,在远地点附近第二主动段所增加的速度为:

$$8.16 - 7.98 = 0.16 \text{ 公里/秒.}$$

我們看到第二主动段的速度增量比第一主动段的速度增量小得多,这确实做到了把主要加速运动留在 100 公里高度以下,从而取得了較高的效率.

另一方面由于是多級运载火箭而且分两段加速,到了一定的时候在高空需要再次点火,所以增加了系統的复杂性.这是我們为了提高发射效率、降低动力要求所付出的代价.

第六章 星际航行的軌道

§ 6.1 太阳的重力場

上一章里已經詳細地討論了質点在中心力場中的运动，并且依据这个原理具体論述了火箭在地球引力場作用下的运动。这里我們將研究飞船脱离了地球引力后，在太阳引力場中作星际間的飞行。在太阳引力作用下的运动和在地球引力作用下的运动，其基本原理都是一样的，因为它们都是服从于万有引力定律，都是在中心力場的作用下的运动。因此，在討論飞船在太阳引力作用下的运动时，完全可以运用上一章里所講的物体在中心力場作用下运动的基本关系。

在第五章中我們得出的地球向心力常数为 $\mu^2 = gR^2$ 。当考虑物体繞太阳运动时，則需对此常数加以修正。从万有引力定律得知，距离太阳为 r 远的物体繞太阳运动时，其单位質量物体所受的向心力为 $g_{\odot} \left(\frac{R_{\odot}}{r} \right)^2$ ； g_{\odot} 为太阳表面的重力加速度， R_{\odot} 为太阳的半径。这里很容易导出 $g_{\odot} = g \frac{R^2}{M} \frac{M_{\odot}}{R_{\odot}^2}$ ； M 及 R 分别为地球的质量和半径，因此得出

$$g_{\odot} \left(\frac{R_{\odot}}{r} \right)^2 = g \frac{R^2}{M} \frac{M_{\odot}}{R_{\odot}^2} \left(\frac{R_{\odot}}{r} \right)^2 = g \frac{M_{\odot}}{M} \left(\frac{R}{r} \right)^2 = \frac{\mu_{\odot}^2}{r^2},$$

所以太阳的向心力常数为

$$\mu_{\odot}^2 = g \frac{M_{\odot}}{M} R^2. \quad (6.1)$$

这样一来，我們就可以运用第五章的基本公式来計算飞船在太阳引力場中的运动軌道了。

在这里我們可以先計算一下，要离开地球中心多远，太阳的重力場才会同地球的重力場相等量？因为地球距太阳約 1.495×10^8 公里； $M_{\odot}/M = 332,488$ 。如果这个距离是 d ，那么

$$g \frac{R^2}{d^2} = g \frac{M_{\odot}}{M} \frac{R^2}{(1.495 \times 10^8)^2},$$

即

$$d = 1.495 \times 10^8 \sqrt{\frac{1}{332,488}} = 260,000 \text{ 公里}.$$

如果我們把月球的作用也算上,那么,一个星际飞船一旦离开地球四十多万公里,就基本上脱离了地球、月球的重力作用,它的运动就主要为太阳重力场所控制了。

§ 6.2 太阳系中的椭圆轨道

这里要讨论的轨道,就是要将飞船从地球轨道上送到其他行星的轨道上去的最经济的轨道,即所谓 *Hohmann* 式轨道(据说是首先由 *Walter Hohmann* 提出)。在这节里我们将叙述这类轨道和其所需的火箭动力。

大家都知道,太阳周围的各个行星的运动轨道都是以太阳为一个焦点的近乎圆形的椭圆轨道,并且它们的轨道平面基本上在同一平面上。因此,我们可以把这些行星的轨道看作圆形,而且所有轨道都处在一共同平面上,这样就使问题简化了。图 6.1 表示飞船从地球轨道到外层行星轨道间的航道。在上一章里我们已经证明:从离地面一定高度的一点到另一个较高的圆形卫星轨道最省动力的轨道,是以起始高度为近地点,以要求卫星达到的轨道高度为远地点的椭圆轨道。这一结果可以应用到星际轨道问题上来,不过近地点应是近日点,远地点应是远日点。也就是说,到比地球距太阳更远的行星上去的最佳轨道,应是外切于地球轨道、内切于行星轨道,并以太阳

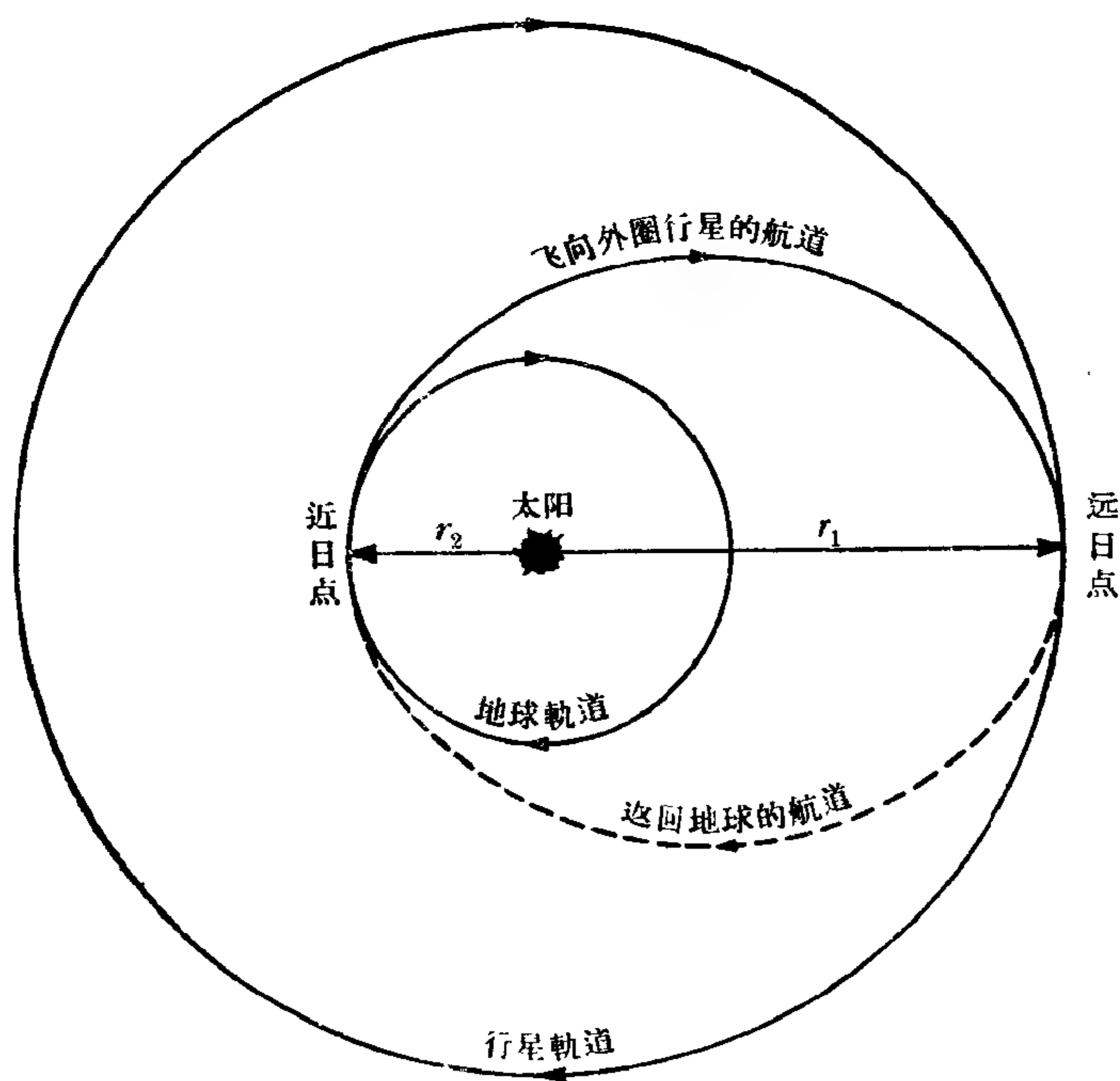


图 6.1 星际飞船在地球轨道和外圈行星轨道间的航道

为一个焦点的椭圆轨道。这就是所谓 Hohmann 式星际飞行轨道。这个轨道的近日点正好在地球轨道上,远日点则在行星轨道上。

飞船脱离地球引力之后,虽然与地球没有相对速度了,但是它仍然同地球一起在地球的轨道附近绕太阳运动。为了使它脱离地球轨道沿图 6.1 的椭圆轨道运动,飞船原来所具有的能量是不够的,还需要加给一定的速度或者是当它脱离地球引力场时还剩余一部分速度,使它刚好沿椭圆轨道自由飞行,到达椭圆轨道的远日点;即是到达椭圆与外圈行星轨道相切的一点。此时又必须给飞船加一定的能量,使它达到进入行星轨道所应具有的速度。如果这时我们不再给它加这一点力量,那么,它将由于能量不足不能进入行星轨道,而沿椭圆轨道的另一半弧长向近日点运动,然后重复运行在这椭圆轨道上成为太阳的一颗人造行星。这里我们可以看出,要从地球轨道上发射宇宙飞船到其他行星上去,也需要把轨道分成为两个加速段当中夹一个很长的自由飞行段来达到目的。当然,如果要求缩短航行时间,还可以采用其他的轨道。但是这样的轨道要求飞船具有更高的速度,目前火箭技术所能达到的水平,还只能采取这种经济的办法,即采用 Hohmann 式或近似于 Hohmann 式的飞行轨道。苏联在 1961 年初发射的金星火箭,就采用了一条比最小动力轨道需时较少的轨道,即多花了一些动力,但缩短了飞行时间。

这里我们只说明了向地球以外的行星发射星际飞船所采取的最现实最经济的轨道,而对靠近太阳的内圈行星:金星和水星,用什么样的轨道发射呢?这个问题很简单,正好与向外圈行星发射飞船的椭圆轨道相同。但是发射方向却正好相反,也就是说,要从地球轨道上使飞船进入远日点与地球轨道相切,近日点与金星或水星轨道相切的椭圆轨道。这就必须首先使飞船减速,使它进入椭圆轨道,然后等飞船到达与行星轨道相切的一点时,又一次使飞船减速,使它再次减少能量而进入内圈行星轨道。

上面对从地球轨道上向其他行星发射星际飞船的轨道进行了详细地描述,现在我们再来作进一步的计算。由第五章里我们有椭圆方程

$$r = \frac{p}{1 + \epsilon \cos(\theta - \theta_0)}, \quad (6.2)$$

令 r_1 为椭圆的远日点的距离; r_2 为椭圆的近日点的距离(见图 6.1)。我们得出

$$\frac{r_2}{r_1} = \frac{1 - \epsilon}{1 + \epsilon}.$$

求解即得到椭圆的偏心率为

$$\epsilon = \frac{r_1 - r_2}{r_1 + r_2};$$

所以

$$\sqrt{1 - \epsilon^2} = \frac{2\sqrt{r_1 r_2}}{r_1 + r_2}$$

設 a 为椭圆长轴, b 为椭圆短轴, 則

$$a = \frac{r_1 + r_2}{2}, \quad b = a\sqrt{1 - \epsilon^2};$$

所以, 椭圆面积为

$$\pi ab = \pi a^2 \sqrt{1 - \epsilon^2} = \pi \left(\frac{r_1 + r_2}{2} \right) \sqrt{r_1 r_2}. \quad (6.3)$$

由方程(5.15)得出质点繞椭圆运动的周期为

$$T = 2\pi \frac{a^{3/2}}{\mu_\odot} = 2\pi \left(\frac{r_1 + r_2}{2} \right)^{3/2} \frac{1}{\mu_\odot}. \quad (6.4)$$

由(6.3)及(6.4)式, 依据质点繞中心力运动时半径扫过的面积不变及运转周期不变的原理得出

$$\text{面积速度} = \frac{\text{椭圆面积}}{\text{周期}} = \frac{\mu_\odot}{2} \frac{\sqrt{r_1 r_2}}{\sqrt{\frac{r_1 + r_2}{2}}} = \text{常数}, \quad (6.5)$$

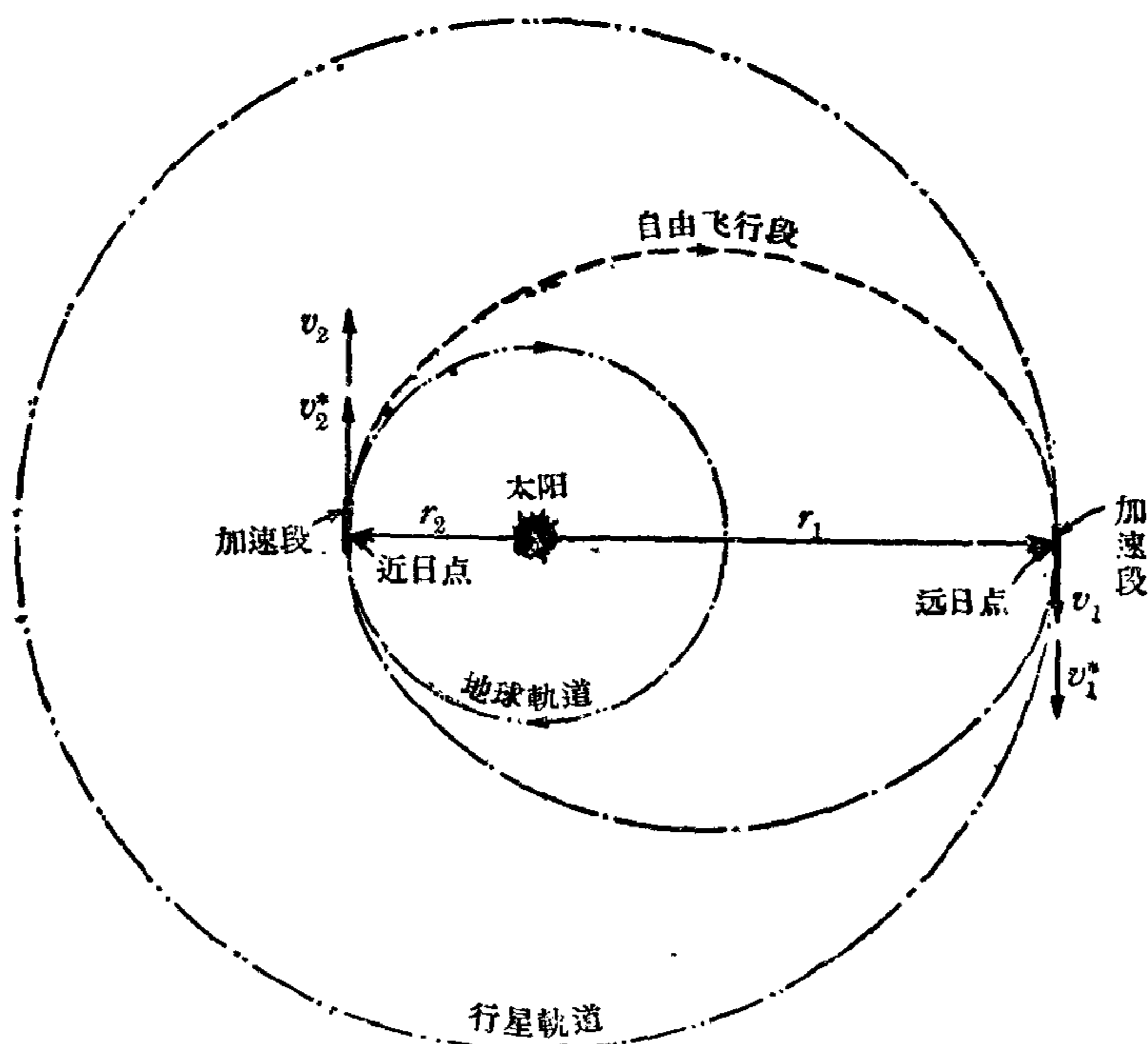


图 6.2 Hohmann 式行星际轨道

这样我们就可以得出沿椭圆轨道运动的飞船,在近日点及远日点的速度.

设 v_2^* 为地球的轨道速度; v_2 为飞船沿椭圆轨道运动时在近日点上所具有的轨道速度; v_1^* 为行星的轨道速度; v_1 为飞船沿椭圆轨道飞行到达远日点时具有的速度(见图 6.2). 因此由(6.5)式可以得出

$$\text{面积速度} = \frac{1}{2} r_1 v_1 = \frac{1}{2} r_2 v_2 = \frac{\mu_{\odot}}{2} \frac{\sqrt{r_1 r_2}}{\sqrt{\frac{r_1 + r_2}{2}}};$$

所以飞船在椭圆轨道上远日点及近日点的速度可求得

$$v_1 = \mu_{\odot} \left(\frac{r_2}{r_1} \right)^{1/2} \frac{1}{\sqrt{\frac{r_1 + r_2}{2}}}; \quad (6.6)$$

$$v_2 = \mu_{\odot} \left(\frac{r_1}{r_2} \right)^{1/2} \frac{1}{\sqrt{\frac{r_1 + r_2}{2}}}. \quad (6.7)$$

前面已经对飞船进入椭圆轨道时要加速的道理进行了说明,这个速度增量令它为 Δv_2 , 则

$$\begin{aligned} \Delta v_2 &= v_2 - v_2^* = \mu_{\odot} \left(\frac{r_1}{r_2} \right)^{1/2} \frac{1}{\sqrt{\frac{r_1 + r_2}{2}}} - \frac{\mu_{\odot}}{\sqrt{r_2}} \\ &= \frac{\mu_{\odot}}{\sqrt{r_2}} \left[\sqrt{\frac{2r_1}{r_1 + r_2}} - 1 \right] = v_2^* \left[\sqrt{\frac{2r_1}{r_1 + r_2}} - 1 \right]; \end{aligned} \quad (6.8)$$

同理,令飞船由椭圆轨道进入行星轨道所需增加的速度为 Δv_1

$$\Delta v_1 = v_1^* - v_1 = \frac{\mu_{\odot}}{\sqrt{r_1}} \left[1 - \sqrt{\frac{2r_2}{r_1 + r_2}} \right] = v_1^* \left[1 - \sqrt{\frac{2r_2}{r_1 + r_2}} \right]. \quad (6.9)$$

由(6.8)式看出, $2r_1 > r_1 + r_2$; 所以, $\left[\sqrt{\frac{2r_1}{r_1 + r_2}} - 1 \right] > 0$, 说明 Δv_2 是正的; 即是说要使在地球轨道上的飞船进入向外圈行星发射的椭圆轨道时需要加速. 同理由(6.9)式得知 $2r_2 < r_1 + r_2$, 所以 $\left[1 - \sqrt{\frac{2r_2}{r_1 + r_2}} \right] > 0$, 说明 Δv_1 也是正的, 飞船由椭圆轨道进入外圈行星轨道时也要加速. 因此, 我们很容易得出从地球轨道向内圈的金星和水星轨道发射飞船时情况正好相反, 即由地球轨道进入椭圆轨道时要减速, 而再由椭圆轨道进入内圈行星轨道时也要减速.

因此, 我们就可以来计算由地球轨道向其他行星轨道发射星际飞船所需的速度

总增量

$$\Delta V = \frac{\mu_{\odot}}{\sqrt{r_2}} \left[\sqrt{\frac{2r_1}{r_1 + r_2}} - 1 \right] + \frac{\mu_{\odot}}{\sqrt{r_1}} \left[1 - \sqrt{\frac{2r_2}{r_1 + r_2}} \right],$$

或写作

$$\Delta V = v_2^* \left[\sqrt{\frac{2r_1}{r_1 + r_2}} - 1 \right] + v_1^* \left[1 - \sqrt{\frac{2r_2}{r_1 + r_2}} \right]. \quad (6.10)$$

由地球轨道飞向其他行星轨道,从起飞到终点所走过的路程正好是椭圆轨道的一半;因此,得出飞船的航期是半个周期,即

$$\begin{aligned} T^* &= \frac{1}{2} T = \pi \left(\frac{r_1 + r_2}{2} \right)^{3/2} \frac{1}{\mu_{\odot}} = \pi \left(\frac{r_1 + r_2}{2} \right)^{3/2} \frac{1}{R \sqrt{g \frac{M_{\odot}}{M}}} \\ &= \pi \left(\frac{r_1 + r_2}{2R} \right)^{3/2} \sqrt{\frac{R}{g} \frac{M}{M_{\odot}}} = 2\pi \sqrt{\frac{R}{g}} \cdot \frac{1}{2} \cdot \left(\frac{r_1 + r_2}{2R} \right)^{3/2} \sqrt{\frac{M}{M_{\odot}}}, \\ T^* &= \frac{84.5}{2} \left(\frac{r_1 + r_2}{2R} \right)^{3/2} \sqrt{\frac{M}{M_{\odot}}} \text{ (分)}. \end{aligned} \quad (6.11)$$

以上公式的推演,虽然都是以地球轨道上向外圈行星轨道发射宇宙飞船为模型,但实际上是适合于任意两个行星轨道之间的椭圆轨道上飞船的计算。

§ 6.3 实 例

我们以从地球发射一星际飞船到木星为例,来说明有关的具体问题。

由表 1.5 我们可以得出下列数据: $v_1 = \sqrt{gR} = 7.91$ 公里/秒; $R = 6,371$ 公里; $r_2 = 1.49457 \times 10^8$ 公里; $r_1 = 5.203r_2$; $M_{\odot}/M = 332,488$; 故由前面的公式算得

$$v_2^* = 7.91 \times 3.764 = 29.80 \text{ 公里/秒}; v_1^* = 13.06 \text{ 公里/秒};$$

$$\Delta v_2 = v_2^* \left[\sqrt{\frac{10.406}{6.203}} - 1 \right] = 8.82 \text{ 公里/秒}; \Delta v_1 = 5.64 \text{ 公里/秒}.$$

这里只是计算了沿椭圆轨道飞行时,飞船所需的速度增量。但是,我们知道,飞向其他行星去的飞船首先还得从地球表面上开始,因此需要把从地面起飞的过程和沿 Hohmann 轨道飞行联系到一起来考虑。下面就来计算用两种不同的方案把飞船从地球送到木星。

第一方案,飞船从地球表面直接起飞,即是采用飞船在离地面较近的轨道上,就使它具有脱离地球引力场的速度,并还剩余一定速度,使飞船直接进入椭圆轨道飞向木星轨道。到了椭圆轨道与木星轨道相切的位置时再给飞船加一点速度,使它进入木星

軌道。实际上也就是把飞船从地球表面到木星軌道的整个飞行过程分为两段加速当中夹一段很长的自由飞行。因此，我們可以算出飞船在第一加速段所应具有的能量为

$$\frac{1}{2} (\Delta v)^2 = \frac{1}{2} V_2^2 + \frac{1}{2} (\Delta v_2)^2;$$

所以，第一加速段飞船所应具有的速度增量

$$\Delta v = \sqrt{V_2^2 + (\Delta v_2)^2} = \sqrt{11.18^2 + 8.82^2} = 14.23 \text{ 公里/秒.}$$

从而計算出整个过程中飞船所需加的速度为

$$V = \Delta v + \Delta v_1 = 14.23 + 5.64 = 19.87 \text{ 公里/秒.}$$

第二方案：首先从地球表面发射一人造卫星。然后，再从人造卫星沿同样的椭圆軌道向木星发射飞船；即是将整个航道分为两个大的阶段，先用第五章里講的发射卫星的方法发射卫星，再采用近似于 Hohmann 軌道的办法从卫星上发射飞船去木星。因此，我們可以算得整个过程飞船所需的能量的总和为

$$\begin{aligned} V &= V_1 + \sqrt{V_2^2 - V_1^2 + (\Delta v_2)^2} + \Delta v_1 \\ &= 7.91 + \sqrt{11.18^2 - 7.91^2 + 8.82^2} + 5.64 = 25.40 \text{ 公里/秒.} \end{aligned}$$

从这两个方案的结果很明显地看出：第二种办法比第一种办法所需要的能量要大得多。主要是由于第一种方案发动机的排气大部分有低能位，而后一种方案则需要把相当一部分气体排在能位高的卫星軌道上。我們知道苏联所发射的金星火箭就是从卫星軌道上发射的。既然这种办法費能量，那么为什么不采取从地球表面直接发射的办法呢？其原因在于第二种办法虽然耗費的能量多，但是人造卫星停留時間可以很长，因此能把人造卫星的軌道参数測量得很准，而且也有時間利用这些測得的参数来在地面計算好发射星际火箭的时刻和火箭推力的作用方向，并执行这个发射程序。总之，从卫星軌道上发射宇宙飞船容易取得精确的描准，因而大大地增強了可靠性和飞行軌道的精确性。相反，第一种方法对动力的要求虽然低些，但因为沒有人造卫星这一个間隙来进行軌道的精确測量及描准，不容易控制得很准，发射不可靠。当然，在解决了更多級火箭的精确控制問題后，采用直接发射的办法是可以实现的。

飞向土星的星际飞船的航期可以由(6.11)式求得

$$\begin{aligned} T^* &= \frac{84.5}{2} \left(\frac{6.203 \times 1.49457 \times 10^8}{12,742} \right)^{3/2} \sqrt{\frac{1}{332,488}} \\ &= 1,438,000 \text{ 分} = 1,000 \text{ 天.} \end{aligned}$$

这里由于飞船从地面起飞段在整个軌道飞行中只占很小一部分，因此計算它的航期

时就只考虑到沿 Hohmann 軌道飞行的時間。

由上面的計算看出采用 Hohmann 軌道发射星际飞船，比起其他軌道而言，在能量上要少得多。但是，从時間上來說确相当长，由地球飞向木星就得三年的時間。如果我們有更有效的推进系統，火箭的速度能达到更高，那么是可以采用其他形式的軌道，以至用拋物綫或双曲綫軌道。但我們知道，火箭向行星飞行时还要受到地球軌道速度的影响，如果火箭具有的速度太小就使飞行不可能是直綫或近于直綫飞行。因此要飞行時間大大縮短，火箭必需具有更高的速度，比如 50 公里/秒的速度。在今天火箭发动机性能所能达到的条件下，星际飞行还只能采用 20 公里/秒以下的速度，也就是用 Hohmann 式或近于 Hohmann 式的軌道。

最后还要指出一种用来发射太阳探测器最省能量（接近太阳的自动站）的办法。有人建議将火箭以稍低于第三宇宙速度向外圈发射，使火箭最后到达太阳引力場的边沿繞太阳运行。由于这时它繞太阳的軌道速度很小了，因此只要将这个速度抵消，它就会受太阳的引力而自动向太阳中心掉。但是，这样作虽然所需要的能量很小，而要求控制高度精确，因为在抵消它具有繞太阳的速度时要恰到好处；抵消过多了它就会向相反的方向繞太阳轉，抵消不够它也会以剩下的速度繞太阳轉，而不能一直掉向太阳。因此，要在这样远的距离上，使它瞄准要去的行星，那就更加困难了。要实现这种方案还是一个十分困难而又复杂的过程，有待今后科学进一步的发展来解决。

§ 6.4 在中心力場中的低推力軌道

低推力的軌道是基于这样一种設想：由于考虑到从卫星軌道上起飞有許多好处，例如象前面所說的，从卫星軌道上起飞，比从地球表面上起飞其控制的精确度可以提高，故許多星际航行軌道都是从地球卫星的軌道上开始。在卫星軌道上地球对卫星的引力始終是存在的，因为卫星既繞地球旋轉，当然有加速度，而且这个加速度刚好等于地球引力所产生的加速度。同时人造地球卫星中的物体也随着卫星繞地球旋轉，它的加速度也正是地球引力所产生的加速度。因而在卫星內部就不需要用任何力来托着物体，这时物体处于失重状态，虽然它沒有重量了，但是同样受地球引力的作用。从这里也可以看出，物体的重量虽然起源于地球的引力，但它和地球引力并不是一回事，这我們应有明确的概念。因此有人就考虑，可以利用失重这一个事实，用很小的加速度从卫星軌道上发射飞船；而且就建議，在星际航行中可以采用低推力的軌道，用推力小而比冲非常高的电火箭系統（我們將要在下一章中讲解）。这就給軌道

提出了另一方面的問題,研究加速度小到 $\frac{1}{1,000}g$ 以至 $\frac{1}{10,000}g$ 的軌道。但是要能使用这样小的加速度,必須付出一定的代价;而且随着加速度的逐漸減少,所付出的代价越来越大,这我們可以从以后的分析計算中看到。所以我們不能认为在卫星軌道上,在已經失重的情况,就没有什么重力損耗,那是不正确的。实际上,虽然在卫星軌道上感觉不到重力的作用,但是卫星并没有脱离地球引力場,也象 § 5.2 中耕的一样,仍然有重力損耗,因而对低推力軌道是要付出一定的代价。下面我們可以对从卫星上起飞的軌道,即低加速度軌道进行具体的計算来加以說明。由于推力是一直作用在飞行器上,因而飞行軌道不再是一个橢圓形而是一螺旋形的軌道。

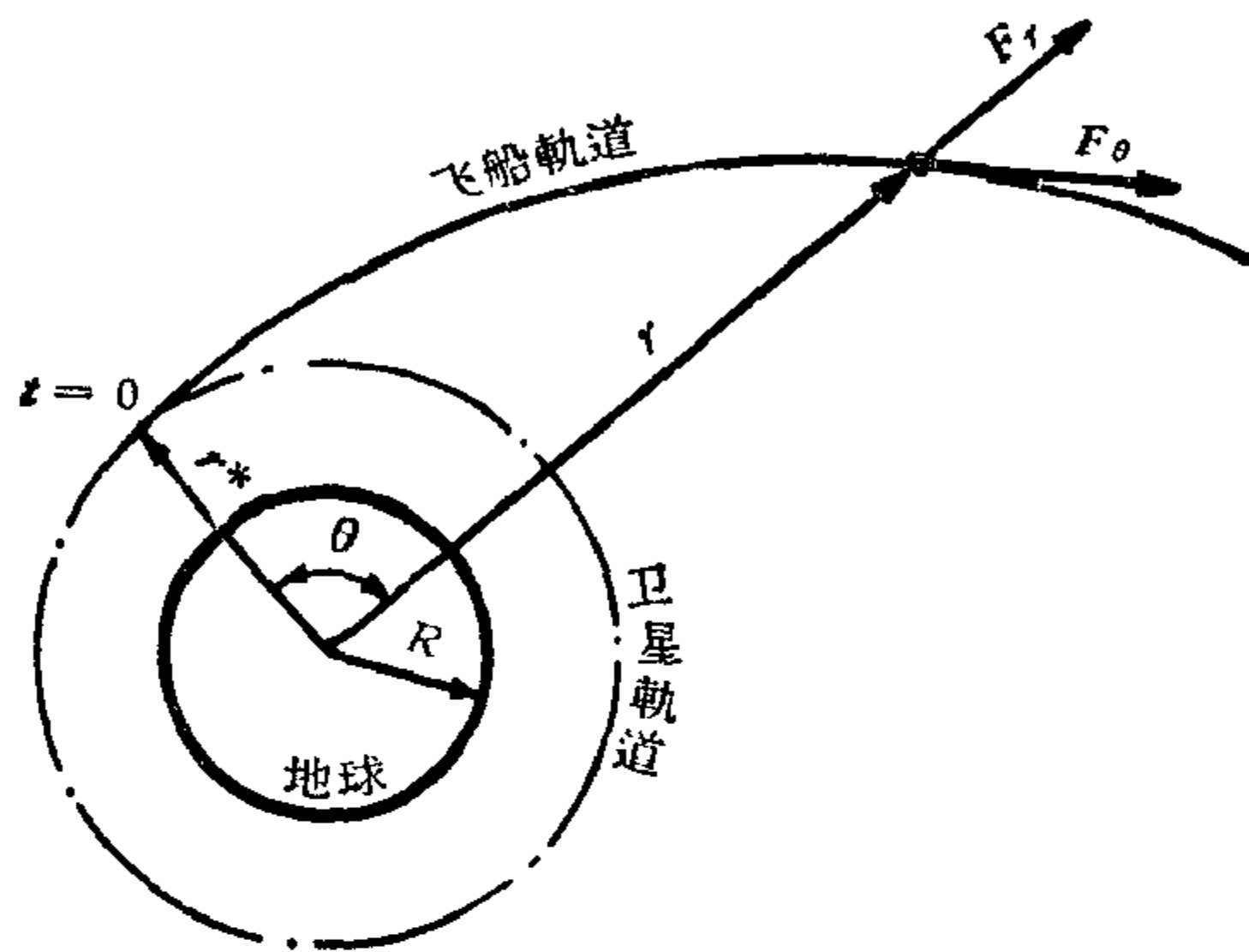


图 6.3 从卫星軌道上起飞

这里設 g^* 为在卫星軌道上的重力常数; F_r 为瞬时单位飞船質量的径向推力; F_θ 为瞬时单位飞船質量的周向推力(参看图 6.3)。其 F_r , F_θ 值在飞行的过程中是可以变化的。这里我們可以利用牛頓定律,对于单位質量的飞行器写出下列两个运动方程,作为我們考虑問題的基础。其飞行器运动的径向加速度为

$$\frac{d^2 r}{dt^2} = r \left(\frac{d\theta}{dt} \right)^2 - g^* \left(\frac{r^*}{r} \right)^2 + F_r. \quad (6.12)$$

由单位時間的角动量的变化可得到周向运动的方程为

$$\frac{d}{dt} \left(r^2 \frac{d\theta}{dt} \right) = r F_\theta. \quad (6.13)$$

根据以前的計算結果,我們知道用径向推力方向其能量的消耗比較大,效果是不好的,而最好的推力方向也不是軌道的切綫方向,而是与軌道的切綫方向成某一个合适的角度。但是周向推力与最好推力方向所需質量比的差別不大,故这里只考虑周向的推力,使其問題簡化,同时所得結果与最佳推力方向的結果相近。这里为了計算上的方便我們采用了下列无量綱变数的形式*。

* 我們在这里可以指出的是:在力学的計算中,为了使其計算簡化,一般常采用变数无量綱化的方法进行計算,这样可以使其計算的形式簡化,同时由于所有的变数都没有量綱,計算起来既方便又不会因为量綱不統一而出錯誤。所以无量綱变数的方法是一个常用而可行的方法,至于挑选什么样的基本量綱,要根据每一个具体問題分析得出,使其无量綱化后計算变得更簡單。

对长度的无量纲变数为

$$\rho = \frac{r}{r^*}. \quad (6.14)$$

这里 r 为对于任何时间, 飞行轨道离地球中心的距离; 而 r^* 为当 $t = 0$ 时, 飞行轨道距离地球中心的距离, 也就是起飞的卫星轨道半径. 对时间的无量纲变数为

$$\tau = \sqrt{\frac{g^*}{r^*}} t, \quad \text{故} \quad d\tau = \sqrt{\frac{g^*}{r^*}} dt \quad \text{或} \quad dt = \sqrt{\frac{r^*}{g^*}} d\tau. \quad (6.15)$$

θ 角本身就是一个无量纲的变数, 故不需要进行无量纲的变化. 由于只采用周向推力, 故令其 $F_r = 0$, 而

$$F_\theta = \nu g^*. \quad (6.16)$$

这里 F_θ 本身就是一个加速度, 而 ν 的大小就代表了加速度的大小. 于是把以上的无量纲变数代入(6.12)式就得到

$$r^* \frac{g^*}{r^*} \frac{d^2 \rho}{d\tau^2} = r^* \frac{g^*}{r^*} \rho \left(\frac{d\theta}{d\tau} \right)^2 - g^* \frac{1}{\rho^2},$$

也就是

$$\frac{d^2 \rho}{d\tau^2} = \rho \left(\frac{d\theta}{d\tau} \right)^2 - \frac{1}{\rho^2}. \quad (6.17)$$

把各无量纲变数代入(6.13)式, 则得到

$$\begin{aligned} \sqrt{\frac{g^*}{r^*}} r^{*2} \sqrt{\frac{g^*}{r^*}} \frac{d}{d\tau} \left(\rho^2 \frac{d\theta}{d\tau} \right) &= r^* g^* \rho \nu, \\ \frac{d}{d\tau} \left(\rho^2 \frac{d\theta}{d\tau} \right) &= \nu \rho. \end{aligned} \quad (6.18)$$

根据下列三个初始条件其方程(6.17)可以作如下的变换; 其初始条件为

(1) 当 $\tau = 0$,

$$\rho = 1; \quad (6.19)$$

(2) 当 $\tau = 0, \rho = 1$ 时, 即在卫星轨道上飞船的速度, 它是切于圆轨道的, 也就是说没有径向速度, 故

$$\left(\frac{d\rho}{d\tau} \right)_0 = 0; \quad (6.20)$$

(3) 当 $\tau = 0, \rho = 1$, 而且其线速度即卫星速度为 $\sqrt{g^* r^*}$, 所以

$$r^* \left(\frac{d\theta}{dt} \right)_0 = \sqrt{g^* r^*},$$

$$r^* \sqrt{\frac{g^*}{r^*}} \left(\frac{d\theta}{d\tau} \right)_0 = \sqrt{g^* r^*},$$

因此

$$\left(\frac{d\theta}{d\tau} \right)_0 = 1; \quad (6.21)$$

(4) 当初始条件(1)、(3)代入(6.17)式則得

$$\left(\frac{d^2\rho}{d\tau^2} \right)_0 = 0. \quad (6.22)$$

如果将(6.17)式乘以 ρ^3 , 則得

$$\rho^3 \frac{d^2\rho}{d\tau^2} = \left(\rho^2 \frac{d\theta}{d\tau} \right)^2 - \rho,$$

即

$$\rho^3 \frac{d^2\rho}{d\tau^2} + \rho = \left(\rho^2 \frac{d\theta}{d\tau} \right)^2,$$

所以

$$\rho^2 \left(\frac{d\theta}{d\tau} \right) = \left[\rho^3 \frac{d^2\rho}{d\tau^2} + \rho \right]^{1/2}.$$

代入(6.18)式可得

$$\frac{d}{d\tau} \left(\rho^3 \frac{d^2\rho}{d\tau^2} + \rho \right)^{1/2} = v\rho. \quad (6.23)$$

(6.23) 式是以 ρ 为变数、 τ 为自变数的三次非綫性常微分方程, (6.19)、(6.20) 及 (6.22) 式是定解所必需的三个初始条件。当 $\rho(\tau)$ 定了之后, 就可以把 (6.18) 式一次积分得出周向分速度 $\rho \frac{d\theta}{d\tau}$, 而(6.21)式則决定了积分常数, 求解的原理就是这样。但要解出这方程式, 必須要用較复杂的数值积分的方法, 对于如何进行数值积分运算, 这里不准备介紹。

随着飞行的进行, 当 $t = t_1$ 时, 对于单位質量飞船它所具有的动能为

$$\frac{1}{2} \left[\left(\frac{dr}{dt} \right)_1^2 + \left(r_1 \frac{d\theta}{dt} \right)_1^2 \right],$$

而单位質量飞船所具有的势能为

$$- g^* \frac{r^{*2}}{r_*}.$$

对于单位質量能量的总和为

$$\frac{1}{2} \left[\left(\frac{dr}{dt} \right)_1^2 + \left(r_1 \frac{d\theta}{dt} \right)_1^2 \right] - g^* \frac{r^{*2}}{r_*}.$$

如果我們要求加速段的終了, 也即是 $t = t_1$ 时, 不但有足够的能量(动能)来克服

地球引力而脱离地球引力场，而且要求在脱离地球引力场之后，还要有一定的速度 $n\sqrt{g^*r^*}$ ；其中 n 为一个无量纲的参数，它表示了剩余的速度大小。设加速終了时的情况用下标“1”来代表，则

$$\frac{1}{2} \left[\left(\frac{dr}{dt} \right)^2 + \left(r \frac{d\theta}{dt} \right)^2 \right] - g^* \frac{r^{*2}}{r} = \frac{1}{2} (n\sqrt{g^*r^*})^2,$$

代入以上的无量纲的变数后，上式可变成

$$\frac{1}{2} \left[r^{*2} \frac{g^*}{r^*} \left(\frac{d\rho}{d\tau} \right)_1^2 + r^{*2} \frac{g^*}{r^*} \rho_1^2 \left(\frac{d\theta}{d\tau} \right)_1^2 \right] - g^* r^* \frac{1}{\rho_1} = \frac{1}{2} n^2 g^* r^*,$$

即当 $\tau = \tau_1$ ($t = t_1$) 时，描写加速終了时的无量纲的方程为

$$\left(\frac{d\rho}{d\tau} \right)_1^2 + \rho_1^2 \left(\frac{d\theta}{d\tau} \right)_1^2 - \frac{2}{\rho_1} = n^2. \quad (6.24)$$

从微分方程和边界条件，首先把 ρ 及 $\rho \frac{d\theta}{d\tau}$ 作为 τ 的函数定下，那么 (6.24) 式实际上就是计算每一指定星际航行任务（即指定 n ）的无量纲动力加速时间 τ_1 。知道了 τ_1 就能算出 t_1 ， t_1 也就是发动机作用的时间，是飞船设计的一个重要参数。

在这里我们将设 $v = \text{常数}$ ，即推力随质量 M 的变化而变化，但保持一定的比例。此外我们为了计算简单，先设 v 较大，然后从结果来推论 v ，即加速度较小时的情况。因为 v 大，加速度相应的较大，其加速段不会很长，故很接近于 1，就可以用 $\rho = 1$ 代入方程 (6.23)，因而使 (6.23) 式简化，就可以利用初始条件和終了时的条件将 (6.23) 式进行下列近似积分，则

$$\frac{d}{d\tau} \left(\frac{d^2\rho}{d\tau^2} + 1 \right)^{1/2} = v. \quad (6.25)$$

而 (6.25) 式积分就得到

$$\left(\frac{d^2\rho}{d\tau^2} + 1 \right)^{1/2} = C_1 + v\tau,$$

即

$$\frac{d^2\rho}{d\tau^2} + 1 = C_1^2 + 2C_1v\tau + v^2\tau^2.$$

利用初始条件 (4)，当 $\tau = 0$ ， $\frac{d^2\rho}{d\tau^2} = 0$ ，所以 $C_1 = 1$ ，则

$$\frac{d^2\rho}{d\tau^2} = 2v\tau + v^2\tau^2. \quad (6.26)$$

再将 (6.26) 式积分得到

$$\frac{d\rho}{d\tau} = C_2 + v\tau^2 + v^2 \frac{\tau^3}{3}.$$

应用初始条件(2), 当 $\tau = 0$, $\frac{d\rho}{d\tau} = 0$; 代入上式就得到 $C_2 = 0$, 則

$$\frac{d\rho}{d\tau} = v\tau^2 + \frac{1}{3}v^2\tau^3. \quad (6.27)$$

最后将(6.27)式积分后得

$$\rho = C_3 + \frac{1}{3}v\tau^3 + \frac{1}{12}v^2\tau^4,$$

利用初始条件(1)得到 $C_3 = 1$, 故

$$\rho = 1 + \frac{1}{3}v\tau^3 + \frac{1}{12}v^2\tau^4. \quad (6.28)$$

从(6.28)式可以看出, 当 τ 很小时, 即時間很短的时候, ρ 是很趋近于 1, 故說明以上的近似积分是合理的. 把(6.28)式所得結果代入方程(6.18), 得

$$\frac{d}{d\tau}\left(\rho^2 \frac{d\theta}{d\tau}\right) = v\rho = v + \frac{1}{3}v^2\tau^3 + \frac{1}{12}v^3\tau^4,$$

积分后为

$$\rho^2 \frac{d\theta}{d\tau} = C_4 + v\tau + \frac{1}{12}v^2\tau^4 + \frac{1}{60}v^3\tau^5,$$

利用初始条件(2)得到 $C_4 = 1$, 所以

$$\rho^2 \frac{d\theta}{d\tau} = 1 + v\tau + \frac{1}{12}v^2\tau^4 + \frac{1}{60}v^3\tau^5. \quad (6.29)$$

把已經求得的 ρ 平方后得

$$\rho^2 = 1 + \frac{2}{3}v\tau^3 + \frac{1}{6}v^2\tau^4 + \frac{1}{9}v^2\tau^6 + \frac{1}{18}v^3\tau^7 + \frac{1}{144}v^4\tau^8. \quad (6.30)$$

把已知的 ρ 与 $\frac{d\rho}{d\tau}$ 相乘即得

$$\rho \frac{d\rho}{d\tau} = v\tau^2 + \frac{1}{3}v^2\tau^3 + \frac{1}{3}v^2\tau^5 + \frac{7}{36}v^3\tau^6 + \frac{1}{36}v^4\tau^7. \quad (6.31)$$

对于加速終了时, $t = t_1$ 的方程(6.24)乘以 ρ_1^2 , 即得

$$\rho_1^2 \left(\frac{d\rho}{d\tau}\right)_1^2 + \rho_1^2 \left(\frac{d\theta}{d\tau}\right)_1^2 - 2\rho_1 = \rho_1^2 n^2;$$

也就是

$$\left(\rho_1 \frac{d\rho}{d\tau}\right)_1^2 + \left(\rho_1^2 \frac{d\theta}{d\tau}\right)_1^2 - 2\rho_1 = \rho_1^2 n^2. \quad (6.32)$$

将(6.29), (6.30)及(6.31)式的結果代入(6.32)式, 則得

$$\left\{v\tau_1^2 + \frac{1}{3}v^2\tau_1^3 + \frac{1}{3}v^2\tau_1^5 + \frac{7}{36}v^3\tau_1^6 + \frac{1}{36}v^4\tau_1^7\right\}^2 + \left\{1 + v\tau_1 + \frac{1}{12}v^2\tau_1^4\right\}^2 - 2\rho_1 = \rho_1^2 n^2.$$

$$\begin{aligned}
& + \frac{1}{60} v^3 \tau_1^5 \Big\}^2 - 2 \left\{ 1 + \frac{1}{3} v \tau_1^3 + \frac{1}{12} v^2 \tau_1^4 \right\} = n^2 \left\{ 1 + \frac{2}{3} v \tau_1^3 \right. \\
& \left. + \frac{1}{6} v^2 \tau_1^4 + \frac{1}{9} v^2 \tau_1^6 + \frac{1}{18} v^3 \tau_1^7 + \frac{1}{144} v^4 \tau_1^8 \right\}. \quad (6.33)
\end{aligned}$$

(6.33) 式就是对于加速終了用近似积分求解出的方程。但在进一步計算之前，我們来研究一下 $v\tau_1$ 的实际意义，特别是它与质量比的关系。設 c 为有效噴气速度； M_0 为 $t = t_0$ 时的质量； M_1 为 $t = t_1$ 时的质量；則对于单位质量的推力有下列关系

$$-c \cdot \frac{dM}{dt} \cdot \frac{1}{M} = F_\theta.$$

因 $F_\theta = vg^*$ ，所以

$$- \frac{c}{M} \frac{dM}{dt} = vg^*;$$

进行无量綱化后为

$$-c \frac{dM}{M} = vg^* \sqrt{\frac{r^*}{g^*}} d\tau.$$

在 τ 由 0 到 τ_1 及 M_0 到 M_1 之間进行积分，則得

$$c \ln \frac{M_0}{M_1} = \sqrt{r^* g^*} \tau_1 v;$$

所以

$$\frac{c}{\sqrt{g^* r^*}} \ln \frac{M_0}{M_1} = \tau_1 v. \quad (6.34)$$

这里对于一定的推进剂， $\frac{c}{\sqrt{g^* r^*}}$ 的值是一定的，而 $\sqrt{g^* r^*}$ 实际上是卫星在軌道上的速度。对于目前的化学火箭， $\frac{c}{\sqrt{g^* r^*}}$ 在 0.35 到 0.55 之間；对于我們在下一章要講的原子火箭， $\frac{c}{\sqrt{g^* r^*}}$ 在 1 到 1.25 之間；而对于所謂电火箭(見下章)， $\frac{c}{\sqrt{g^* r^*}}$ 可以达到 20。

令 $\frac{c}{\sqrt{g^* r^*}} \ln \frac{M_0}{M_1} = \eta$ ，則实际上代表了质量比的大小，可以作为衡量质量比大小的指标，所以 $\eta = v\tau_1$ 。将这个关系代入(6.33)式，即得

$$\begin{aligned}
& \frac{1}{v^2} \left\{ \eta^2 + \frac{1}{3} \eta^3 + \frac{1}{v^2} \left(\frac{1}{3} \eta^5 + \frac{7}{36} \eta^6 + \frac{1}{36} \eta^7 \right) \right\}^2 + \left\{ (1 + \eta) \right. \\
& \left. + \frac{1}{v^2} \left(\frac{1}{12} \eta^4 + \frac{1}{60} \eta^5 \right) \right\}^2 - 2 \left\{ 1 + \frac{1}{v^2} \left(\frac{1}{3} \eta^3 + \frac{1}{12} \eta^4 \right) \right\} \\
& = n^2 \left\{ 1 + \frac{1}{v^2} \left(\frac{2}{3} \eta^3 + \frac{1}{6} \eta^4 \right) + \frac{1}{v^4} \left(\frac{1}{7} \eta^6 + \frac{1}{18} \eta^7 + \frac{1}{144} \eta^8 \right) \right\}. \quad (6.35)
\end{aligned}$$

用(6.35)式在給定的 v 及 n 值的情况下求 η 值。实际上由于我們在一开始时所引入的簡化假設, $\rho \cong 1$, (6.35) 式的精确度用不到以 $\frac{1}{v^4}$ 为因子的項, 只有以 $\frac{1}{v^2}$ 为因子的項才是确实的。因此, η 作为 n 及 v 的函数可以展开成下列形式, 而只計算到 $\frac{1}{v^2}$ 为因子的項,

$$\eta = \eta^{(0)}(n) + \frac{\eta^{(1)}(n)}{v^2} + \dots \quad (6.36)$$

把 $\frac{1}{(v^2)^0}$ 項集合可得

$$(1 + \eta^{(0)})^2 - 2 = n^2, \quad \text{即} \quad \eta^{(0)} = \sqrt{2 + n^2} - 1. \quad (6.37)$$

把 $\frac{1}{(v^2)^1}$ 項集合, 得

$$\begin{aligned} & \left\{ \eta^{(0)2} + \frac{1}{3} \eta^{(0)3} \right\}^2 + 2(1 + \eta^{(0)}) \left(\frac{1}{12} \eta^{(0)4} + \frac{1}{60} \eta^{(0)5} \right) + 2(1 + \eta^{(0)}) \eta^{(1)} \\ & - 2 \left\{ \frac{1}{3} \eta^{(0)3} + \frac{1}{12} \eta^{(0)4} \right\} = n^2 \left\{ \frac{2}{3} \eta^{(0)3} + \frac{1}{6} \eta^{(0)4} \right\}. \end{aligned}$$

解出 $\eta^{(1)}$ 得

$$\eta^{(1)} = \frac{\eta^{(0)3}}{2(1 + \eta^{(0)})} \left[\frac{2}{3} - \eta^{(0)} - \frac{13}{15} \eta^{(0)2} - \frac{13}{90} \eta^{(0)3} + n^2 \left\{ \frac{2}{3} + \frac{1}{6} \eta^{(0)} \right\} \right]. \quad (6.38)$$

我們先用(6.37)式算出 $\eta^{(0)}$, 然后再用(6.38)式算 $\eta^{(1)}$; 那么, (6.35) 式最后得出 η . 由(6.38)式可以看出: 当 $n = 0$, 即只要求加速所需的能量能克服地球引力就够了, 这时根据(6.37)及(6.38)式可得

$$n = 0, \quad \begin{cases} \eta^{(0)}(0) = \sqrt{2} - 1 = 0.4142; \\ \eta^{(1)}(0) = + 0.002349. \end{cases}$$

当 $v > \sqrt{0.10}$ 的情况下, 我們的計算是足够精确的, 而且也显示出: 当 v 从很大 (即 $v > 1$) 到 $v = \sqrt{0.10}$, 在 $n = 0$ 时, η 的数值从 0.414 增加到 0.437. 当 $n = 0$, $v = 0.10$ 时, 以上的計算給出, $\eta \sim 0.649$, 但这是不太准的. 当 $v < \sqrt{0.10}$ 对于一定的 n 值, 可以用数值积分的方法求得加速常数 v 与質量比的一定变化关系. 我們在这里只給出計算的結果如图 6.4. 从曲綫可以看出, 当加速度降低为 $\frac{1}{2}g$ 时, 其相应的質量比并不要增加很多, 也就是如前所說, 当加速度大于 $\frac{1}{2}g$, 所付出的代价是不大的, 而比 $\frac{1}{2}g$ 再繼續的下降时, 其質量比的增加就很快. 例如: 当 $n = 0$, $v = 10^{-3}$ 时, η 值就几乎是大推力时的两倍, 也就是說如果噴气速度不变, 質量比的

对数是大推力时的两倍；而对数的两倍就是说 $v = 10^{-3}$ 时的质量比将为大推力时质量比的平方。这也就是说用小推力时，我们必须付出代价；如果我们不能增加喷气速度，那么我们不应使 v 小于 0.10。

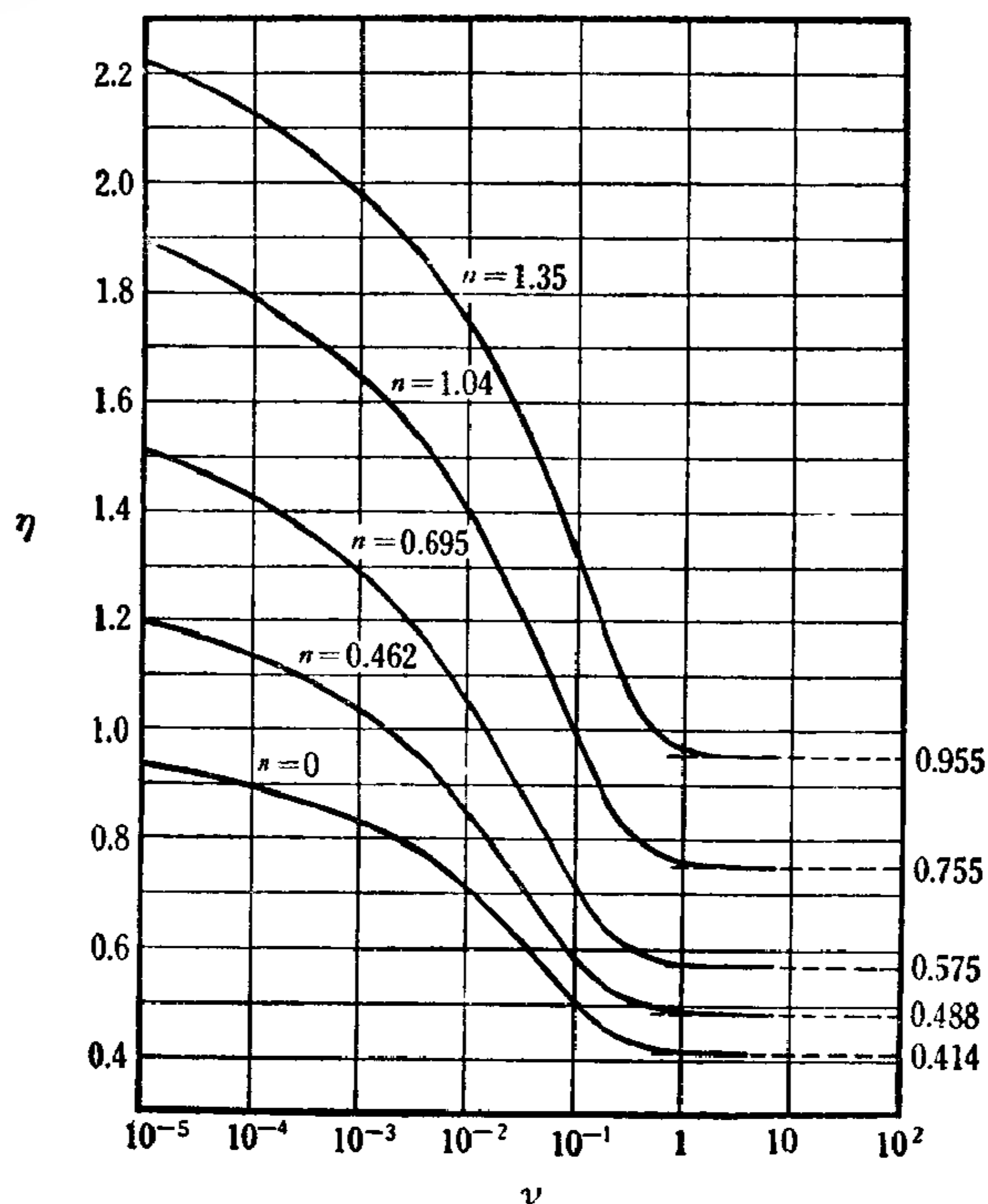


图 6.4 η, v, n 之间的关系

如果我们可以在降低推力的同时，大大提高喷气速度，象下一章所将要讲的电火箭发动机，譬如当 $v = 10^{-3}$ 时，喷气速度 c 的数值比大推力的化学推进剂火箭发动机或原子火箭发动机要大两倍以上，那么 η 的增加将被 c 的增加所超过，质量比反而可以降低，这情况就不同了，用低推力的电火箭发动机就有真实的好处。这我们将在下一章中作更多的说明。

§ 6.5 低推力星际航道

现在我们回到真实时间 t ，计算一下用小推力从低的地球卫星轨道起飞所要的时间。如果 $v = 10^{-4}$ ， $n = 0.462$ ，即脱离地球引力场之后还有 3.66 公里/秒的速度，以便进入达到其他行星上去的轨道，那么依照图 6.4， $\eta = 1.14$ ，这也就是说 $\tau_1 = \frac{\eta}{v}$

$$= \frac{1.14}{10^{-4}} = 1.14 \times 10^4. \quad \text{但是依照 (6.15) 式, } t_1 = \sqrt{\frac{r^*}{g^*}} \tau_1 = \sqrt{\frac{6,371,000}{9.81}} \times 1.14 \times$$

$10^4 = 9.19 \times 10^6$ 秒 $= 106$ 天。由此可見用这样小的推力，加速段的时间大大地延长了，成为整个星际航行的一个不能忽略的部分；而軌道也成为一条旋得很紧的螺旋綫，如图 6.5。

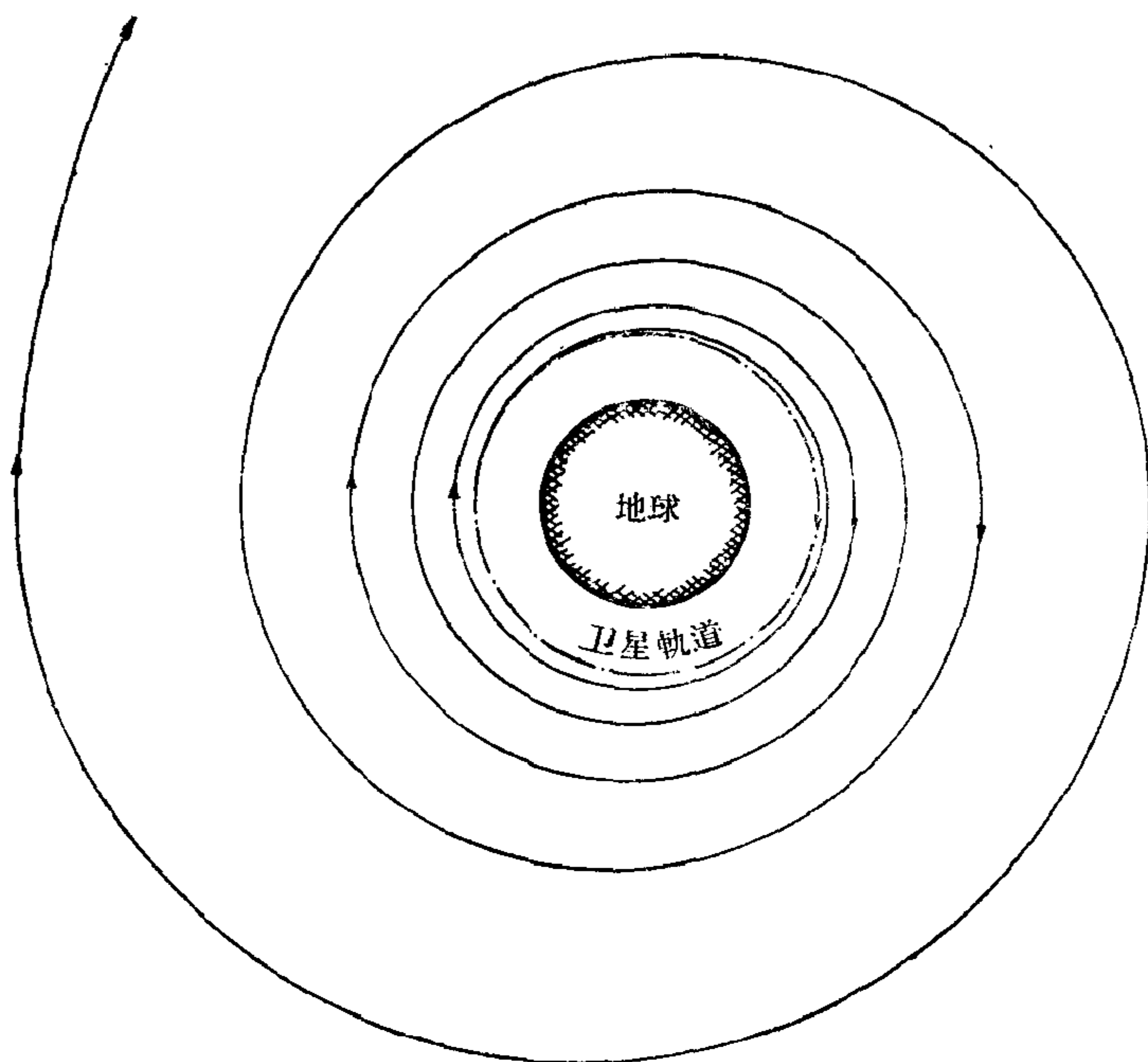


图 6.5 低推力火箭的起飞軌道

我們也可以用上节 (§ 6.4) 的結果来計算当星际飞船在航行的終端，要降落到一个星球的卫星軌道上去的情况。这不过把加速度变成減速，图 6.4 仍然可以用，只是在从无量綱参数轉換到真实参数时，必需用星球的 g^* 和 r^* 。

从上面的实例可以看出来，用低推力时，我們难于分清脱离地球卫星軌道的加速段，行星际飞行段以及到达星球附近的飞行段，三段都相互联接起来了。整个軌道的計算比較大推力的軌道的計算要复杂，它本身还是一个在研究中的問題。

§ 6.6 光 帆

从小推力軌道得到启发，有人建議可以利用光压来产生很小的加速度。这也可以推动星际飞船，这就是用“光帆”的星际帆船。光帆是沒有質量消耗的，它是靠光压来产生推力，光压的大小我們可以对地球附近的情况作如下簡略的計算來說明。

由于在地球附近正照的太阳光的強度为 1.3 瓩/米²，若 m 为每平方米面积上每秒光子質量流量， c 为光速 (3×10^{10} 厘米/秒)，則

$$1.3 \times 1000 \times 10^7 \text{ 尔格/米}^2/\text{秒} = \dot{m}c^2,$$

在正照时,光压最大,因为有入射和反射,故光压是 $2\dot{m}c$, 所以

$$2\dot{m}c = \frac{2 \times 1.3 \times 10^{10}}{3 \times 10^{10}} = 0.866 \text{ 达因/米}^2,$$

即做大小为 1000 米^2 的帆可产生約 $\frac{1}{1000}$ 公斤的推力; 如果飞行器是 100 公斤 , 則其

加速度为 $\frac{1}{100,000} g$, 約相当于 $\nu = 10^{-5}$. 有人仔細地計算过, 这样的帆船, 如果首先用大推力火箭送出地球重力場, 那么大約要一年時間就能到达火星地区. 因此, 如果不考虑結構上的問題, 單純从軌道問題上来考虑, 光帆是可以行得通的. 但是这只是一个理論的想法, 还有很多东西不清楚; 例如, 要把帆做得很薄、很輕, 其結構強度就很低, 容易被太空里存在的流星、隕石等击穿而被破坏, 故利用光帆的現實性还得进一步研究.

第七章 原子能火箭发动机

§ 7.1 原 子 能

我們知道,使用化学能的推进剂最大可能达到的噴气速度在 4 公里/秒左右,这与星际航行所要求的速度相比是小了些,因此人們总是想办法来加大噴气速度。由于原子能的发现及其利用,很早就提出在火箭发动机上利用原子能,以取得更高的噴气速度。但实际上要等到原子反应堆和原子能工业的实现和发展,才有条件来討論在星际航行中利用核能燃料这个极重要的問題。在火箭技术中利用原子能的一个办法就是原子火箭发动机。虽然目前原子火箭发动机并没有实际应用,还只是在不能飞行的模型試車阶段,其实现还有待于解决一系列的技术問題。但是,由于原子火箭发动机能創造更高的飞行速度,与目前的化学推进剂火箭发动机相比具有独特的优点,所以原子火箭发动机肯定是火箭发动机繼續发展的方向。

我們知道,在核的轉变过程中要放出巨大的能量,而核的轉变包括有重核的裂变及輕核的聚变。裂变是指重原子核在具有一定速度的中子冲击下,被分裂为具有中等原子量的新元素,并产生一定数量的自由中子,它可以繼續去冲击未分裂的重原子核。伴随裂变的过程产生大量的能量,即放出核的結合能,这种核分裂現象称为核裂变。核裂变可以根据引起裂变的中子速度的不同而分为慢中子(或称热中子,其能量小于 0.1 电子伏*)、快中子(其能量大于 0.1 百万电子伏)以及高能粒子所引起的核裂变。另一种类型的核反应是核的聚变,也就是二个輕原子核在被加速使之具有一定的能量之后相撞击可以合成一个較重的原子核,同样可以放出大量的能量,以及产生一定数量的中子。如果将輕原子量的反应物质加热到极高的温度(約 1 亿度)使核具有很大的热动能,这时核之間彼此碰撞就可以发生核聚变,这就叫做热核反应。看来要广泛的利用热核反应,必須要获得可控制的高温才行,而目前还没有找出很好实现可控热核反应的办法,故今后仍将是繼續努力創造条件来利用热核反应的能量。現在人們已經能够控制核分裂反应的过程,所以下面我們將介紹利用核裂变能量的原子火箭发动机。

* 电子伏为核子物理学中最广泛采用的单位,即一个电子伏等于电子通过一伏电位差的电场后所得到的能量,即电子电荷。

目前使用的基本裂变物质是铀 235 (U^{235}) 和利用反应堆生产出来的铀 233 (U^{233}) 及钚 239 (Pu^{239})。铀 235 是从天然铀中分离出来的,而天然铀是从矿石里取得。天然铀是铀的三种同位素的混合物,其中含 U^{238} 99.282%, U^{235} 0.712%, U^{234} 0.006%。而只有 U^{235} 才能满足动力技术要求的裂变物质,能进行自行保持的链式分裂反应;也就是能在不断的放出能量的同时,产生一定数量的中子,继续去冲击未分裂的原子核。但是由于 U^{235} 的含量较少,天然铀不能直接的用于动力装置中,必须把 U^{235} 提出,而这是一个相当复杂和昂贵的工艺过程。原子能工业的发展开辟了广泛使用核裂变能量的原料来源,故目前可以提供大规模使用的核裂变原料,除了从天然铀分离出 U^{235} 以外,还有 U^{233} 、 Pu^{239} 。 Pu^{239} 是从在反应堆中用 U^{235} 裂变产生的中子,被 U^{238} 吸收后经过二次 β 蜕变而得到。而 U^{233} 是从在反应堆中的中子被钍 (Th^{232}) 吸收经二次 β 蜕变而得;在自然界里钍的储量比铀还多。

原子火箭发动机之所以能创造出比普通的化学推进剂火箭发动机更高的喷气速度,主要是在核变化的过程中放出的能量远远超过化学推进剂燃烧过程中所放出的能量。因一般的燃烧反应无非是元素结合中的变化,所以只是在原子的电子层里有变化,而原子核内部的结构没有任何变化。但在核裂变里,原子核本身结构发生了变化,使一个重原子核形成两个中等原子的新原子核,同时放出大量能量及一定数量的中子。这种结构上的变化必然引起相应的电子层或原子核结构上的变化,但电子与原子核的结合能的数量级是一个电子伏,而原子核中的质子及中子结合能的数量级为 1 兆电子伏,差一百万倍,所以一般单位质量化学推进剂的燃烧反应放出的能量如果为 1 个单位,那么单位质量核裂变物质能放出的能量为 100 万个单位,也即单位质量核裂变的能量等于单位质量化学变化放出能量的 10^6 倍。所以这样高的能量被放出来,可以使火箭发动机的性能有飞跃的提高。

§ 7.2 原子火箭发动机

关于原子火箭发动机如何来利用核裂变的能量,可以采用不同的方案,现在的科学技术还不能实现直接利用核裂变的方案,这里只介绍一个较成熟的工作过程,在不久的将来就能实现的方案。即在反应堆进行可调节的核子链式分裂反应,放出大量的能量,并随之将原子能变成了热能,产生很高的温度,而用惰性的工作介质通过反应堆,吸收和带走反应堆的热量,然后工质进入喷管,将热能变成喷气的动能,以高速喷出。

图 7.1 是一个原子火箭发动机的简图,它是用液氦作为工作介质。其流程是用

液氦泵“7”将贮箱的液氦经管“9”打入冷却夹套“3”，其流向如图，与§3.3所述LR-115液氦液氧火箭发动机燃烧室相同。然后气氦从管“4”进入氦涡轮，在氦涡轮里进行局部膨胀，压力有下降后，进入反应堆“1”，氦吸收了反应堆的热量温度大大升高，然后进入喷管进行膨胀，将热能转变成动能以高速度喷出。其氦涡轮所发出的功率是作为液氦泵的能源。

原子火箭发动机的主要部分为原子反应堆，为了对原子反应堆有粗略的了解，这里对反应堆的一般工作情况仅作简略的介绍：反应堆主要由发生裂变反应的活性区组成，而活性区是由含有释热元件的大量工艺管道所构成，它们按一定的方式配置。一般释热元件有芯及包壳，芯由核子燃料组成，用包壳来保护芯（壳可以用吸收中子弱的金属如铝、镁、锆等做，绝不能用吸收中子强的硼做成）使其不被流经释热元件的工作介质所腐蚀，并防止芯中的放射性分裂碎片进入工作介质里。在释热元件与工艺管道之间形成一个工作介质的通道，以便导出热量。当然释热元件可以做成圆柱形、棒形、弧板形及管形。为了提高 U^{235}

和 Pu^{239} 等核裂变物质的原子核俘获中子的几率，故可以在各工艺管道之间放入分子量小、中子散射力强而中子吸收率弱的减速剂，来减低核裂变过程中产生的中子速度，如石墨或铍（实际上是使用氧化铍）。对于快速中子的反应堆就不用减速剂，其尺寸也可以减小。这种反应堆的结构及操纵比较复杂，需要更高的技术水平。

反应堆中还设有补偿棒，它是由吸收中子性能很强的材料做成，作用是吸收裂变所放出的中子，以降低反应的强度。当补偿棒全部插入反应堆时，吸收中子很多，裂

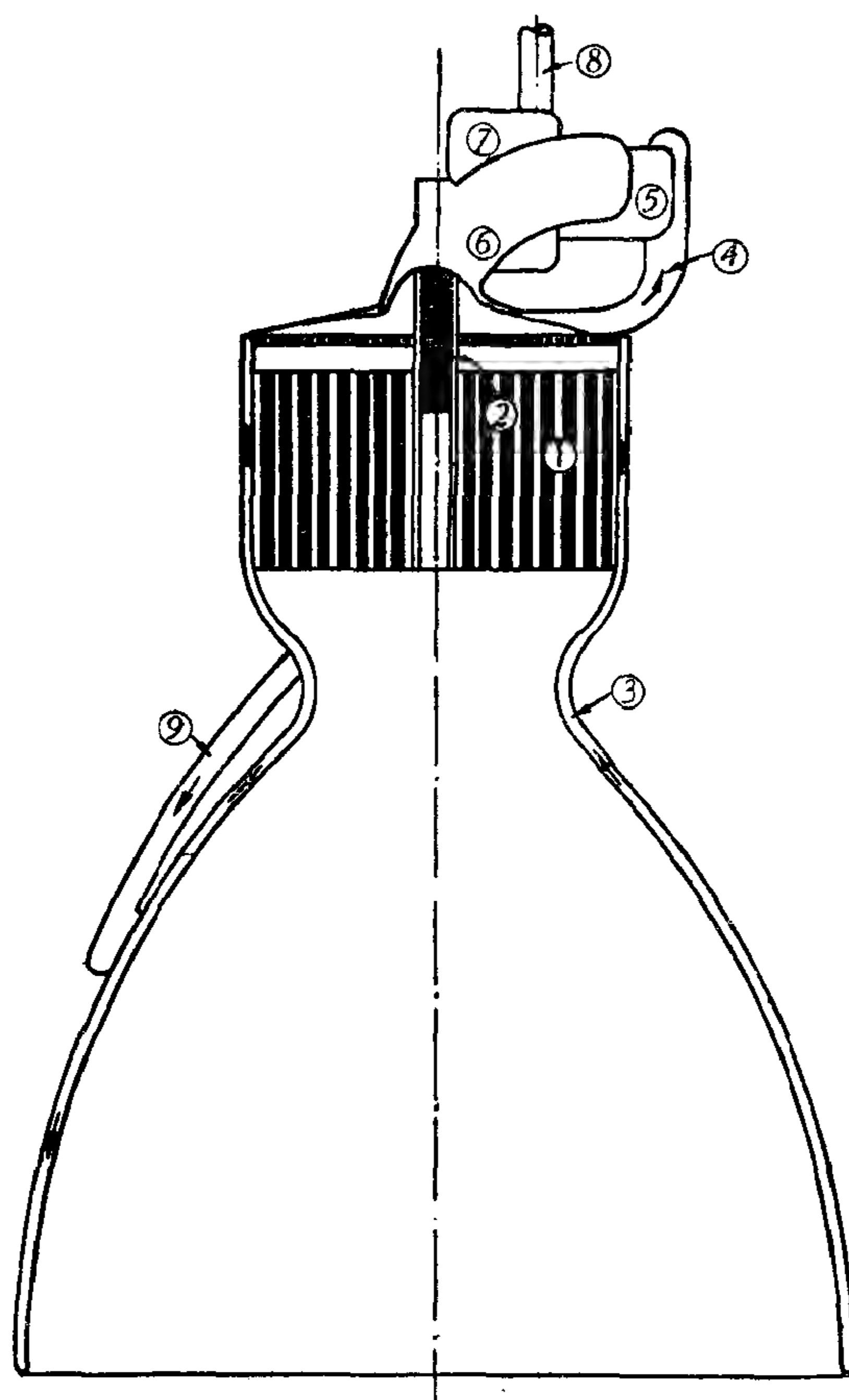


图 7.1 原子火箭发动机

- 1——反应堆； 2——控制棒； 3——氦冷却套；
4——来自冷却套的气氦； 5——氦涡轮； 6——氦
涡轮排气入反应堆； 7——液氦泵； 8——来自液
氦贮箱的导管； 9——高压液氦导管至冷却套。

变連鎖反应不能进行,反应堆就停止工作。把棒抽出到一定程度,反应堆就起动了。随着反应堆工作的进行补偿棒就从活性区内逐渐的提出。反应堆的調节在于保持所給定的功率或按需要改变这功率的大小,故一般設有可改变反应堆反应率的調节棒,多做成圓形,可以用吸收中子強的鎘、硼、碳化硼或硼鋼做成。此外,也在反应堆中設有当发生事故时能迅速停止原子核反应的安全棒。总之,設計反应堆最主要的要求是尽可能的选择应用吸收中子能力較弱的材料,这样可以減少中子的无故損失。

发动机工作介質选择的依据是使其噴气速度达到最大值,也就是工作介質的温度或反应堆的温度要高,工作介質的分子量要小。虽然理論上核裂变反应可以获得非常高的温度,但实际上能承受的温度是受反应堆結構材料及核裂变燃料本身強度所限制。因此,除了尽可能高的温度外,选择低分子量的工作介質就具有重要的意义。而普通氫的分子量最低,它是可以获得最大的噴气速度,而且价廉易得。可是氫用作工質最大的缺点是比重很小,必需用較大的推进剂貯箱,但这不是不可克服的困难。

对于用氫作为工作介質的原子火箭发动机性能的理论計算結果見表 7.1。計算的条件如下:

(1) 刚經過反应堆时的压力 $p_c = 100$ 大气压,而噴管出口压力等于大气压力,都等于零,即

$$p_c = p_a = 0;$$

(2) 由于氫在高温下的分离和复合反应进行非常迅速,故可以近似的认为在噴管内是平衡流动,用平衡法計算;

(3) 其推进剂的消耗主要是指氫的消耗,因为核燃料的单位質量的能量很高,其質量的消耗与工質消耗相比是相当小,以致可以忽略。

表 7.1 用氫作工質的原子火箭发动机性能

$T_c(^{\circ}\text{K})$	$T_c(^{\circ}\text{C})$	w_c (米/秒)	$(I, \text{秒})$
3,886	3,613	12,100	1,233
3,330	3,057	10,860	1,107
2,780	2,507	9,600	979
2,220	1,947	8,380	855
1,667	1,394	7,000	714

当然,实际上 $p_c \neq 0$,此外还有 § 2.9 中所說的理論計算与真实情况的差別,故可能平均比冲为表 7.1 上所列出的数据的約 85%;所以要取得 800 秒以上的比冲,反应

堆加热后的氦气温度要高于 2500°C ，能不能达到这样高的温度？铀或钚金属本身是不行的，它们的熔点太低，约在 1000°C 左右，只能用它们的化合物。熔点在 2000°C 以上的铀及钚化合物的性质列在表 7.2 中。从表中的数据可以看出，要使反应堆的固

表 7.2 铀及钚化合物的熔点及密度

化 合 物	熔 点($^{\circ}\text{C}$)	密度(克/厘米 ³)	其 他 性 质
UO_2	2750	10.96	一直到熔点是在氦中稳定的 } UC_2 没有 UC 稳定；两者导热系数都比较高
UN	2650	14.32	
UC_2	2470	11.68	
UC	2370	13.63	
US	>2000		在 500°C 以上对氮起反应
UBe_{13}	2000	4.37	
PuO_2	~ 2240	11.46	
PuN		14.2	
PuC		13.6	
Pu_2C_3	~ 2200	12.7	

体材料温度大大超过 2500°C 是有困难的；因而用这种形式的反应堆，要把比冲提高到 800 秒以上是颇不容易的。即便是要取得 800 秒的比冲，那也得大大地改进反应堆释热元件的设计，使热能很有效地从固体的物质传到气体的工质。这样，也许我们将不得不放弃上面所说的释热元件的包壳，而释热元件本身也将由多孔介质所做成；让氦气从细孔中通过，增加固气的接触面积，降低固体到气体的温差，以尽量提高工质的温度。这样做的缺点是，部分裂变后的放射性物质将由喷气散发在空中。

为了我们对原子火箭发动机所能达到的性能有所了解，因而举出下列两个计算例子（见表 7.3）：其计算条件为慢中子反应堆（即热中子反应堆），比冲 $I_s = 746$ 秒，发射低轨道卫星，以氦作工作介质，用石墨作减速剂。从表 7.3 可以看出下列几点。

首先是原子能燃料中的 U^{235} 含量愈高，火箭愈轻。实际上含 U^{235} 的浓度是相当小的，大部分为减速剂及其他物质的重量。

其次是反应堆的工作必须在临界尺寸下进行。临界尺寸是指在一定的形状和尺寸下进行连锁裂变反应，其中子的泄漏减少到使裂变后产生的中子数量与裂变前所具有的中子数量相等，这样才能使核分裂反应成为自动保持的反应。但在临界尺寸的反应堆中，所含的裂变燃料较多，并不会在一次使用中就“烧”完。可从表 7.3 所举两个运载火箭的例子看出，送一次卫星只用掉 1.21% 或 0.368%，是原有核燃料的很少一部分。故原子火箭发动机必须考虑为能回收的系统，即应设有回地时所用的翅膀，这样使其结构重量比化学推进剂火箭发动机就有所增加。一般化学推进剂

表 7.3 原 子 运 載 火 箭

鈾 的 承 縮 度	例 一	例 二
	$U^{235}/U^{238} = 1/10$	$U^{235}/U^{238} = 1$
反应堆的直径(米).....	4.86	3.82
反应堆的长度(米).....	2.43	1.91
反应堆活性物质的重量(吨).....	30.5	14.85
所含 U^{235} 的重量(公斤).....	54.5	86.5
液氫的流量(吨/秒).....	3.172	1.528
推力(吨).....	2,364	1,138
反应堆的热功率(亿瓩).....	1.59	0.765
火箭的起飞重量(其重量为推力的 60%)(吨).....	1,420	683
所携带的液氫重量(其重量为推力的 48%)(吨).....	1,134	546
液氫圓筒貯箱尺寸(其长度为直径的 6 倍)(直径×长度)(米)	15.10×90.7	11.83×71
推力作用时间(秒).....	358	358
每次发射“烧”掉的 U^{235} 重量(公斤).....	0.661	0.318
结构及有效负载重(吨).....	286	137
结构重(吨).....	170*	102.5**
其中除反应堆以外的发动机结构重量(吨)***	23.6	11.38
不带发动机的结构重量(吨).....	115.9	76.27
卫星重量(吨).....	116	34.5

* 其结构比按 12% 计算而得。

** 其结构比按 15% 计算而得。

*** 除反应堆以外的发动机结构重量与化学火箭应该相当,故采用了化学火箭的结构重:推力 = 1:100 的比例来计算。

火箭的结构重量为起飞重量的 5%,而原子火箭发动机取为 12% 或 15%。

另外,原子火箭发动机的有效负载是比较大的,从表 7.3 上看约占起飞重量的 8% 或 5% 左右,而一般化学推进剂火箭的有效负载是起飞重量的 1%,就是以 § 4.3 的例子来看,用了液氧和液氢发动机巨型运载火箭,也只有 2.44%。

原子运载火箭发动机比较庞大,如何发射是将来要考虑的问题,但估计可以放在海面上来发射。因为工作介质为氢,其比重比水轻很多,这样内装大量液氢的整个火箭发动机易竖立在水中。

当然以上考虑的方案并不一定是最好的。因为是用的慢中子裂变,反应堆的尺寸比用快中子裂变所需反应堆的尺寸要大。关于如何使反应堆在大功率的情况下,使反应堆外形尺寸尽量的小,反应堆重量尽可能的轻,在使用上具有很高的可靠性等等一系列的技术问题有待于进一步的研究和解决。但总的看起来,原子火箭发动机由于应用了高能的核子燃料,可以获得很高的比冲,比化学火箭有一个飞跃的提高。也因为比冲的成倍增长,原子运载火箭的级数可以少,放卫星只要单级,并且可以多

次使用。此外其结构较简单,有效负载也较大,这些特点都对星际航行是有利的。自然原子火箭发动机是受反应堆的温度限制,如果反应堆的温度能进一步的提高时,就可以更有效地来利用核能量,提高喷气速度。此外,如果把燃烧室的压力 p_c 降低,即把通过反应堆后的压力降低,那就能在同一温度下增加氦的离解度,使工质的分子量降低也可以提高喷气速度。因此也有人提出,原子运载火箭在飞行了一段之后,本身重量因推进剂的消耗而降低了,推力降低一些也是可以的;也就是如果把氦的流量降低一些,而使用同一个喷管,就会使通过反应堆后的压力 p_c 也跟随降低,从而可使比冲提高,这是会有好处的。此外也有人想到原子火箭比冲之所以不能再提高,是由于受反应堆固体物质熔点的限制,因而工质温度不能再提高。所以如果我们采用气态反应堆,也就是把气态裂变物质混入工质,使裂变反应在气态中进行,那就能大大提高温度而不产生反应堆熔化的困难。但是用气态反应堆的问题是如何防止尚未裂变的原子随工质喷出发动机而散失,不能做到这点将消耗过多的高价裂变物质而使发动机很不经济。这些有关原子火箭发动机的具体设计问题都有待于今后进一步的研究。

有了原子火箭发动机,我们就能创造具有更高飞行速度的星际飞行器,就可以更广泛地来选择星际航行的轨道,让消耗的动能增加一些,而飞行的时间可相应的减少。这对于星际航行来说是有利的,这是原子火箭发动机给星际航行带来的前景。

§ 7.3 电火箭的设计原理

电火箭发动机与原子火箭发动机在形式上及性能上几乎完全不同,但是都是以原子能作为发动机的能源。电火箭不是象原子火箭那样,直接利用核裂变产生的热量来加热推进工质,而是利用这个热能加热气涡轮的工质,产生的高温、高压气体去吹动涡轮。涡轮再带动发电机,把机械能变为电能,然后利用电能来加速少量的推进剂,使能量集中在这少量的工质上喷出,产生推力;工质以每秒几十公里至一百公里或更高的速度喷出(一般化学火箭的排气速度只有 3—4 公里/秒,原子火箭的排气速度也只能达到 8—10 公里/秒),其比冲可以达到几千以至上万秒。看来这种发动机具有很高的喷气速度和比冲,用来作为火箭动力是比较理想的。但是,问题并不就这么简单,因为这种发动机实际上等于把一个原子发电站和离子加速器搬到火箭上。因此,整套设备的重量是比较大的,当我们要增加发动机的推力时,整个动力机械的结构重量也要随着大大增加。这样就限制了电火箭的推力只能在很低的水平上,这也正是与原子火箭及化学火箭性能的最大不同点。电火箭具有很高的比冲和喷气速度,但推力确很小;结构重量中相当大的一部分是动力机械的重量,而推进剂却占重

量的較小部分。化学火箭、原子火箭則比冲及噴气速度受到限制,但是推力却可以很大;因此,它們的推进剂重量在火箭中則占有很重要的部分,結構重量却很小。这样一来,可以看出要想利用这三类火箭的任何一种,而想兼得高比冲和大推力是不可能的。

这里具体討論电火箭发动机的几个主要問題:設 M_F 为火箭推进剂的质量; t 为发动机工作時間。如果以发动机推力不变計,則每秒推进剂的流量 \dot{m} 为

$$\dot{m} = \frac{M_F}{t}.$$

如 c 为噴气速度,則电火箭发动机的排气功率*为

$$L = \frac{\dot{m}c^2}{2} = \frac{M_F c^2}{2t}, \quad (7.1)$$

同时可以得出推力 T 为

$$T = \dot{m}c = \frac{M_F}{t} c. \quad (7.2)$$

排气功率与推力之比为

$$\frac{L}{T} = \frac{c}{2}. \quad (7.3)$$

可以看出,当推力保持不变,增加排气速度时,发动机的排气功率必然随之增加。实际上也就是要求发电站相应地增大,这样对我们来說是不利的。因此,当我们設計电火箭时必须把对排气速度的选择和发电站的重量結合起来考虑,以求得最优設計。

如果我们將火箭的总質量 M_0 分成为推进剂質量 M_F 、动力机械質量 M_P 和結構及有效負載質量 M_L , 即

$$M_0 = M_F + M_P + M_L, \quad (7.4)$$

因此,加速終了的质量

$$M_1 = M_0 - M_F = M_P + M_L. \quad (7.5)$$

那么,用齐奥尔科夫斯基公式得出火箭加速終了的速度为

$$V = c \ln \frac{M_0}{M_1} = c \ln \frac{M_F + M_P + M_L}{M_P + M_L}. \quad (7.6)$$

現將动力机械質量 M_P 看作为与排气功率成正比关系,其比例系数为 $\frac{1}{\alpha}$; α 是单位动

* 排气功率 L 是排出气体动能所关联的功率。因为不是所有电能都能变成排气的动能,发电机的电功率也就比排气功率还大些。

力机械质量的排气功率(尔格/秒·克),那么,由(7.1)式得出

$$M_P = \frac{M_F c^2}{2t\alpha}; \quad (7.7)$$

代入(7.6)式得

$$e^{v/c} = \frac{M_0}{M_P + M_L} = \frac{M_0}{M_L + \frac{M_F c^2}{2t\alpha}} = \frac{1}{\frac{M_L}{M_0} + \frac{M_F}{M_0} \frac{c^2}{2t\alpha}}. \quad (7.8)$$

而另一方面

$$e^{v/c} = \frac{M_0}{M_P + M_L} = \frac{M_0}{M_0 - M_F} = \frac{1}{1 - \frac{M_F}{M_0}},$$

所以

$$\frac{M_F}{M_0} = 1 - e^{-v/c};$$

代入(7.8)式

$$e^{v/c} = \frac{1}{\frac{M_L}{M_0} + \frac{c^2}{2t\alpha} (1 - e^{-v/c})},$$

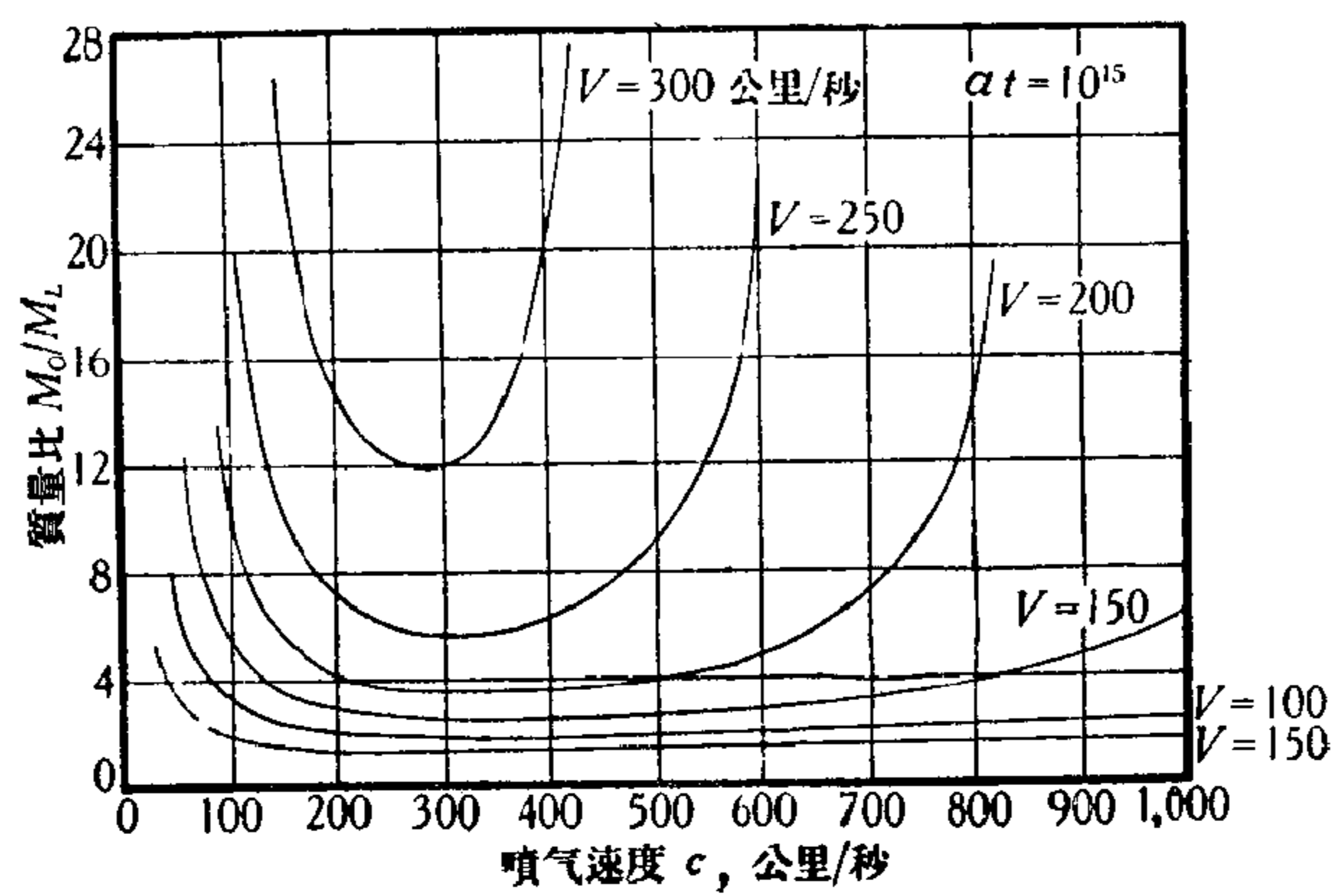
因此得出

$$\frac{M_L}{M_0} = e^{-v/c} - \frac{c^2}{2t\alpha} (1 - e^{-v/c}),$$

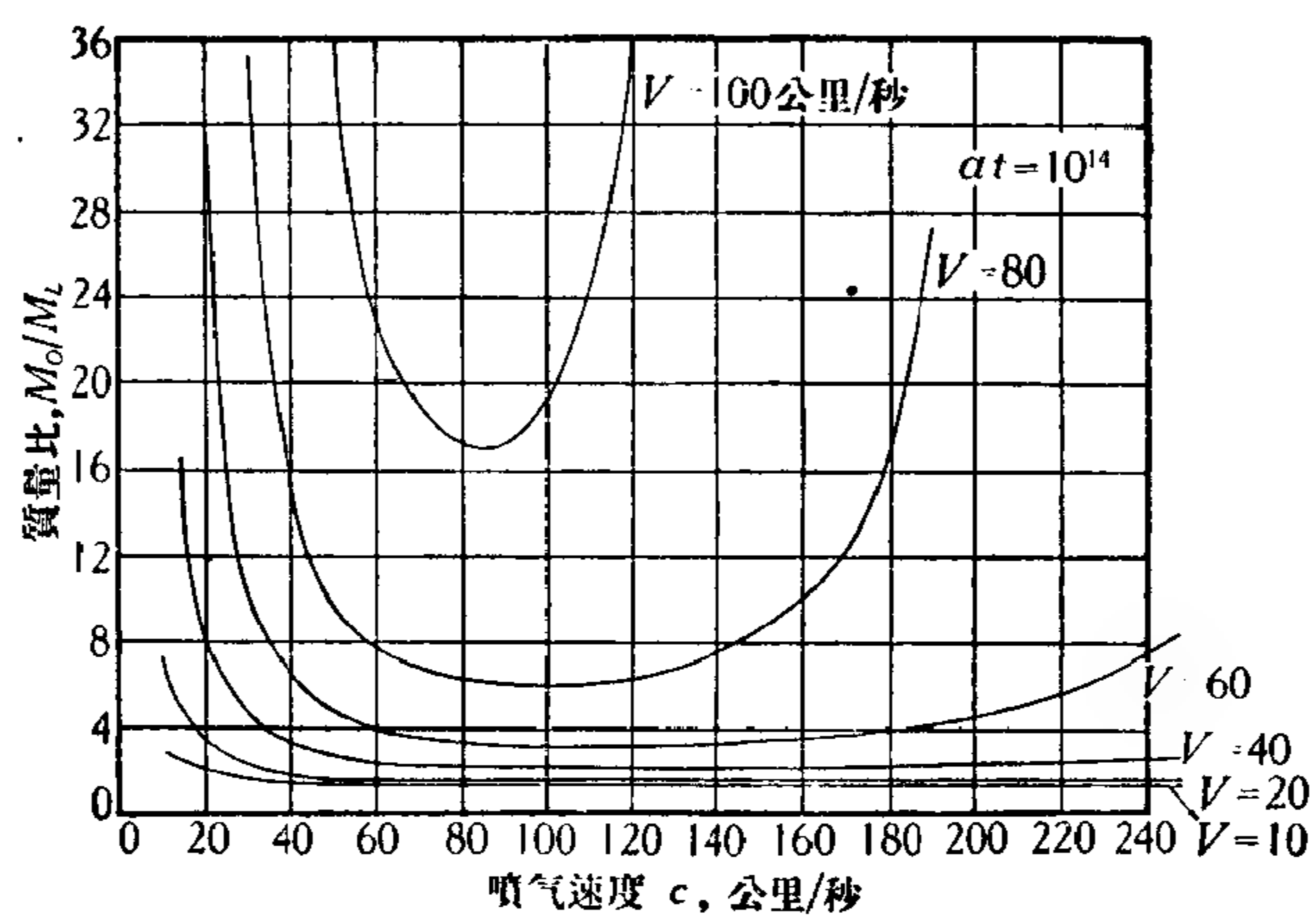
即

$$\frac{M_0}{M_L} = \frac{e^{-v/c}}{1 - \frac{c^2}{2t\alpha} (e^{-v/c} - 1)}. \quad (7.9)$$

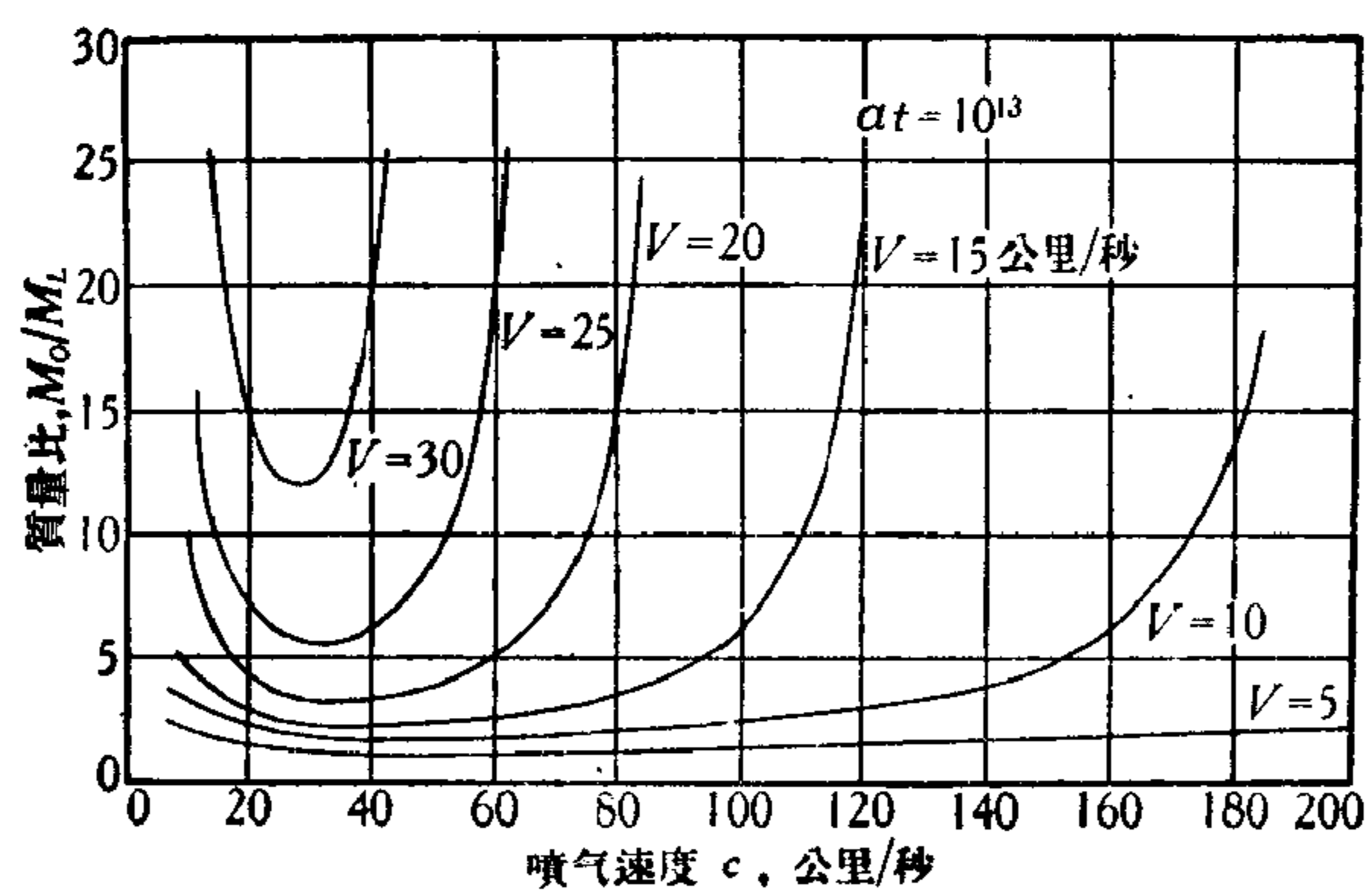
这里我們可以看出:当 $t\alpha$ 一定时,如果排气速度很小,自然 $\frac{M_0}{M_L}$ 就变得很大,即是說有效負載相应地变小了。因此,太小不好。反之,如果很大,此时(7.9)式的分子趋近于定值,而分母在一定 c 值时却变得很小,实际上还是使得 $\frac{M_0}{M_L}$ 增大,对我們也不利。可見,排气速度 c 在各种一定的值时都有一最优值,即是說此时既保証有效負載最大,而又具有較高的排气速度。如果我們用現在看来最有希望的原子能发电站,其每公斤发动机重产生的功率 $a \cong 0.318$ 瓩/公斤 $= 0.318 \times 10^7$ 尔格/秒·克。当 $at = 10^{15}$ 尔格/克(图 7.2a),則加速時間 $t = 3.15 \times 10^8$ 秒,即約为十年; $at = 10^{14}$ 尔格/克(图 7.2b),則加速時間 $t \cong 1$ 年 $= 3.15 \times 10^7$ 秒; $at = 10^{13}$ 尔格/克(图 7.2c),則加速時間 t 約一个月。从这些图中可以看出,一定的 at 值及一定的齐奥尔科夫斯基速度(理論上火箭加速終了达到的速度),可以得出一条曲綫。这些曲綫表明了排气速度与質量比 $\left(\frac{M_0}{M_L}\right)$ 之間的关系。而且也正和前面根据公式討論得出的結果一样,各



a



b



c

图 7.2a, b, c 电火箭的负载与喷气速度的关系

曲线在排气速度较大或较小时质量比 $\left(\frac{M_0}{M_L}\right)$ 都是增大的, 显然我们可以找出每条曲线的最低点, 这一点的质量比就是最优质量比 $\left(\frac{M_0}{M_L}\right)^*$, 而排气速度也就是此条件下的最优排气速度. 也可以从图中看出, 如果 V 比较小, 那么, 可以在很宽的范围内选择而不会有很大的影响. 而当 V 增大时, 则 c 的选择就必须很准确.

有人设想: 既然发动机的功率在设计时已经确定了, 当发动机工作时它的排气功率 L 也就保持恒定, 又由 (7.3) 式得知发动机推力与排气速度成反比, 那么是否可以利用火箭飞行时变化推力来提高排气速度 c 呢? 这就是下面要讨论的等加速度问题.

什么是火箭的等加速度飞行? 我们知道当火箭发动机工作时要不断把推进剂变成高速气流喷出来产生推力. 因此, 火箭中贮备的推进剂量随发动机不断工作而耗费, 从而使得火箭的质量也就相应地减少. 如果, 发动机的推力始终保持不变, 则火箭推力与质量的比就会逐渐增加, 也就是火箭的加速度不断增加, 此为等推力的情况. 反之, 如果随着火箭的质量的降低, 相应的降低发动机的推力, 使推力与火箭质量比保持不变, 也就是所谓“等加速过程”. 当然, 实际上真的加速度还不一定是等加速的, 还得看作用在火箭上的重力等有没有变化.

设 T_0, M_0 分别为开始时火箭的推力和质量; T_t, M_t 在分别为 t 时刻火箭的推力和质量. 因此, 对于等加速度过程, 火箭的加速度:

$$a = \frac{T}{M} = \frac{T_0}{M_0} = \frac{T_t}{M_t};$$

而由 (7.1) 及 (7.2) 式我们有

$$T^2 = \dot{m}^2 c^2 = 2 \left(\frac{1}{2} \dot{m} c^2 \right) \dot{m} = 2L\dot{m} = a^2 M^2.$$

所以

$$a^2 = \frac{T^2}{M^2} = \frac{2L\dot{m}}{M^2} = \frac{2L \left(-\frac{dM}{dt} \right)}{M^2};$$

$$\frac{a^2}{2L} = -\frac{\frac{dM}{dt}}{M^2} = \frac{d}{dt} \left(\frac{1}{M} \right).$$

上式积分得

$$\frac{1}{M_t} - \frac{1}{M_0} = \frac{a^2}{2L} t_1, \quad (7.10)$$

式中 t_1 为推力作用时间.

由于是等加速度运动过程,我们可以求得“速度增量”^{*}为

$$V = at_1; \text{ 又知 } L = \alpha M_P; M_t = M_L + M_P,$$

故(7.10)式可改写成

$$\frac{1}{M_L + M_P} - \frac{1}{M_0} = \frac{1}{2} \frac{V^2}{t_1 \alpha} \frac{1}{M_P},$$

也就是

$$\frac{\frac{M_P}{M_0}}{\frac{M_L}{M_0} + \frac{M_P}{M_0}} - \frac{M_P}{M_0} = \frac{1}{2} \frac{V^2}{t_1 \alpha},$$

求解得

$$\frac{M_L}{M_0} = \frac{M_P}{M_0} \left(\frac{1}{\frac{V^2}{2t_1\alpha} + \frac{M_P}{M_0}} - 1 \right). \quad (7.11)$$

因此,要想增大火箭的有效负载,就必须增大质量比 $\frac{M_L}{M_0}$. 当 $\frac{V^2}{2t_1\alpha}$ 为一定时,为了保

证 $\frac{M_L}{M_0}$ 为最大,就必须求出 $\frac{M_P}{M_0}$ 的最优比值 $\left(\frac{M_P}{M_0}\right)^*$. 我们将上式微分并令其等于零,即可求得

$$\frac{\partial \left(\frac{M_L}{M_0}\right)}{\partial \left(\frac{M_P}{M_0}\right)} = -1 + \frac{\frac{V^2}{2t_1\alpha} + \left(\frac{M_P}{M_0}\right)^* - \left(\frac{M_P}{M_0}\right)^*}{\left[\frac{V^2}{2t_1\alpha} + \left(\frac{M_P}{M_0}\right)^*\right]^2} = 0,$$

求解得最优质量比

$$\left(\frac{M_P}{M_0}\right)^* = \frac{V}{\sqrt{2t_1\alpha}} \left(1 - \frac{V}{\sqrt{2t_1\alpha}}\right). \quad (7.12)$$

将上式代入(7.11)式得 $\left(\frac{M_L}{M_0}\right)$ 的最优比值

$$\left(\frac{M_L}{M_0}\right)^* = \left(1 - \frac{V}{\sqrt{2t_1\alpha}}\right)^2; \quad (7.13)$$

因为

$$M_F = M_0 - (M_P + M_L),$$

所以

$$\frac{M_F}{M_0} = \frac{M_0 - M_P - M_L}{M_0} = 1 - \frac{M_P}{M_0} - \frac{M_L}{M_0}.$$

将(7.12)及(7.13)式代入上式即得最优比值

^{*} “速度增量”:没有考虑重力场作用,空气阻力作用对速度的损耗的齐奥尔科夫斯基速度,即推力作用終了火箭所具有而无损耗的速度增量. 实际上它就是每单位质量的推力 α 乘发动机作用总时间 t_1 .

$$\left(\frac{M_F}{M_0}\right)^* = \frac{V}{\sqrt{2t_1\alpha}}. \quad (7.14)$$

显然,当轨道确定之后,我们就可以根据轨道的要求定出参数 $\frac{V^2}{2t_1\alpha}$,从而选择设计的最优值.

例如从卫星轨道上起飞的问题,我们可以利用 § 6.4 的结果:令 g^* 为所选轨道上的重力常数; r^* 为所选轨道的半径. 同时我们有 $a = \nu g^*$; $t_1 = \sqrt{\frac{r^*}{g^*}} \tau_1$, 所以我们求得

$$\frac{V^2}{2t_1\alpha} = \frac{a^2 t_1^2}{2t_1\alpha} = \frac{a^2 t_1}{2\alpha} = \frac{g^{*2} \sqrt{\frac{r^*}{g^*}}}{2\alpha} \nu^2 \tau_1 = \frac{g^* \sqrt{r^* g^*}}{2\alpha} \nu \eta. \quad (7.15)$$

$g^* \cong g = 981$ 厘米/秒²; $r^* \cong R = 637,100,000$ 厘米; 并取 $\alpha = 0.381$ 廷/公斤 $= 0.318 \times 10^7$ 尔格/秒·克. 所以由(7.15)式得

$$\frac{V^2}{2t_1\alpha} = \frac{981 \sqrt{981 \times 637,100,000}}{2 \times 0.318 \times 10^7} \nu \eta = 122 \nu \eta,$$

也就是

$$\frac{V}{\sqrt{2t_1\alpha}} = 11.04 \sqrt{\nu \eta}. \quad (7.16)$$

这里如果取 $n = 0.462$, $\nu = \frac{1}{1,000}$, 那么从图 6.4 中查得 $\eta = 1.04$, 所以得出

$$\left(\frac{M_L}{M_0}\right)^* = \left(1 - \frac{V}{\sqrt{2t_1\alpha}}\right)^2 = \left(1 - 11.04 \sqrt{\frac{1.04}{1000}}\right)^2 = 0.419.$$

因此,说明了电火箭的结构及有效负载重量可以占整个火箭重量的很大一部分,也就是说等加速度的电火箭的有效负载重量可以高于一般的火箭发动机.

下面我们再作一个电火箭的实例计算来说明这一问题.

设: $\alpha = 0.318 \times 10^7$ 尔格/秒·克; $t_1 = 3.15 \times 10^7$ 秒(即一年), 所以 $t_1\alpha = 10^{14}$ 尔格/克; $\sqrt{2t_1\alpha} = 141.4$ 公里/秒. 现以“速度增量” $V = 10$ 公里/秒及 $V = 100$ 公里/秒的两种电火箭分别以等推力及等加速过程计算, 结果列于表 7.4 中.

这里我们可以看出, 推力诚然是很小, 100 吨的飞船其推力才几公斤至几十公斤. 当“速度增量”较低 ($V = 10$ 公里/秒) 时, 等推力与等加速度的情况基本上没有区别, 也就是说, 还表现不出等加速火箭在承载有效负载方面的优越性. 其原因在于火箭的初始质量与最终质量之间相差不大, 因而推力变化不大, 排气速度增加得也很小, 故两种情况之间的差异很小, 还不足以表现出等加速度火箭的优越性. 而对“速

表 7.4 等推力及等加速度星际飞船的比較(都用“最优”設計)

項 目	$V = 10$ 公里/秒		$V = 100$ 公里/秒	
	等 推 力	等 加 速 度	等 推 力	等 加 速 度
M_0 (吨)	100	100	100	100
M_L (吨)	86.5	86.5	5.8	8.6
M_P (吨)	6.5	6.5	23.6	20.7
M_F (吨)	7.0	7.0	70.6	70.7
M_t (吨)	93.0	93.0	29.4	29.3
$a_0(g)$	3.00×10^{-5}	3.18×10^{-5}	1.8×10^{-4}	3.18×10^{-4}
$a_T(g)$	3.24×10^{-5}	3.18×10^{-5}	6.4×10^{-4}	3.18×10^{-4}
c_0 (公里/秒)	135	131	82	41
c_t (公里/秒)	135	141	82	141
\dot{m}_0 (克/秒)	0.22	0.25	2.25	7.63
\dot{m}_t (克/秒)	0.22	0.21	2.25	0.67
T_0 (公斤)	3.00	3.24	18.7	32.4
T_t (公斤)	3.00	2.94	18.7	9.3
L (兆瓦)	2.06	2.06	7.6	6.55

度增量”較高 ($V = 100$ 公里/秒) 时,則可看出等加速度火箭的結構和有效負載比等推力火箭要多 2.8 吨。这个数目已經相当大了;依照前面 § 4.3 中所給的結構比,那也可能等推力火箭就不可能有真的有效負載,全部 5.8 吨都将是結構重量,而“等加速”火箭就可能有近三吨的有效負載。因此,对于“速度增量”大,也就是說質量变化大的火箭,在飞行時間不受限制时等加速火箭比等推力火箭的效果要好。但是,应当指出表上的数字只是理論上的計算;实际上等加速度的星际飞行并不一定有这样优越,因为要随火箭的質量变化来改变推力,而增加排气速度还不是件容易事。

§ 7.4 电火箭发动机的类型

直流电弧加热式发动机 这是电火箭中最簡單、近期最易实现的一种发动机(見图 7.3)。它的工作原理是将原子能发电站发出的电能通入电弧室中放电,从而使少量的工質(如氫、氮等輕元素)的分子加热,在高温电弧作用下离解变成包括正、負离子的高温等离子体,以很高的速度噴出而产生推力。这种方法目前还存在着几个主要問題。首先,这种方法的加热效率很低,因此,能量的利用效率不高;其次,由于用高温电弧来加热工質,因而电弧室温度很高,即便是采取冷却措施还不能不受到材料強度的限制,加热温度不能提得太高,故这种发动机的排气速度限制在 15 公里/秒以下。

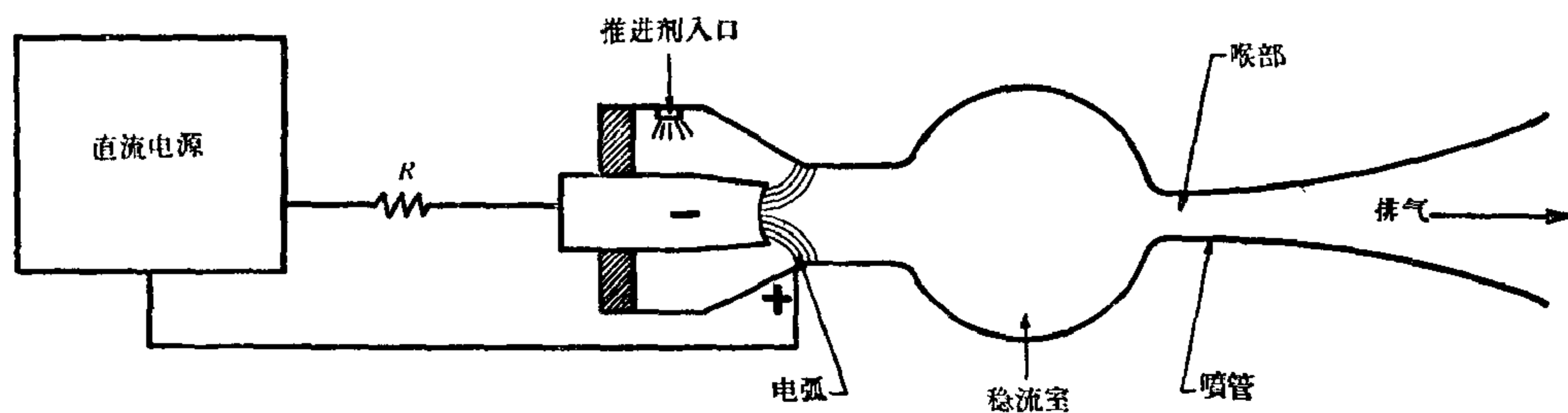


图 7.3 电弧火箭发动机

静电加速式发动机 (即所谓离子火箭发动机) (见图 7.4) 这种发动机的工作原理是仿效了物理学家们所用的静电加速器来加速离子的办法。这种办法的最大特点是它可以把离子加速到接近光的速度。也就是说,我们有可能通过这种办法得到非常高的喷气速度。静电加速式发动机是利用一种易于离解的元素如铯或钾,在一小电弧上加热离解,或使它加热成蒸汽,再通过炽热的钨丝而离解变成离子。其中所产生的正离子则在静电场(离子枪)的作用下,加速到极高的速度向外喷出。这里应当指出,只把正离子喷出是行不通的;因为原始工质是中性的,如果我们只将正离子喷出,那么,发动机内必然产生负离子或电子积存的现象,负电与正电的吸引力作用,就会降低喷气推力的作用。因此,正离子被加速后刚要离开火箭喷口时,就要把恰

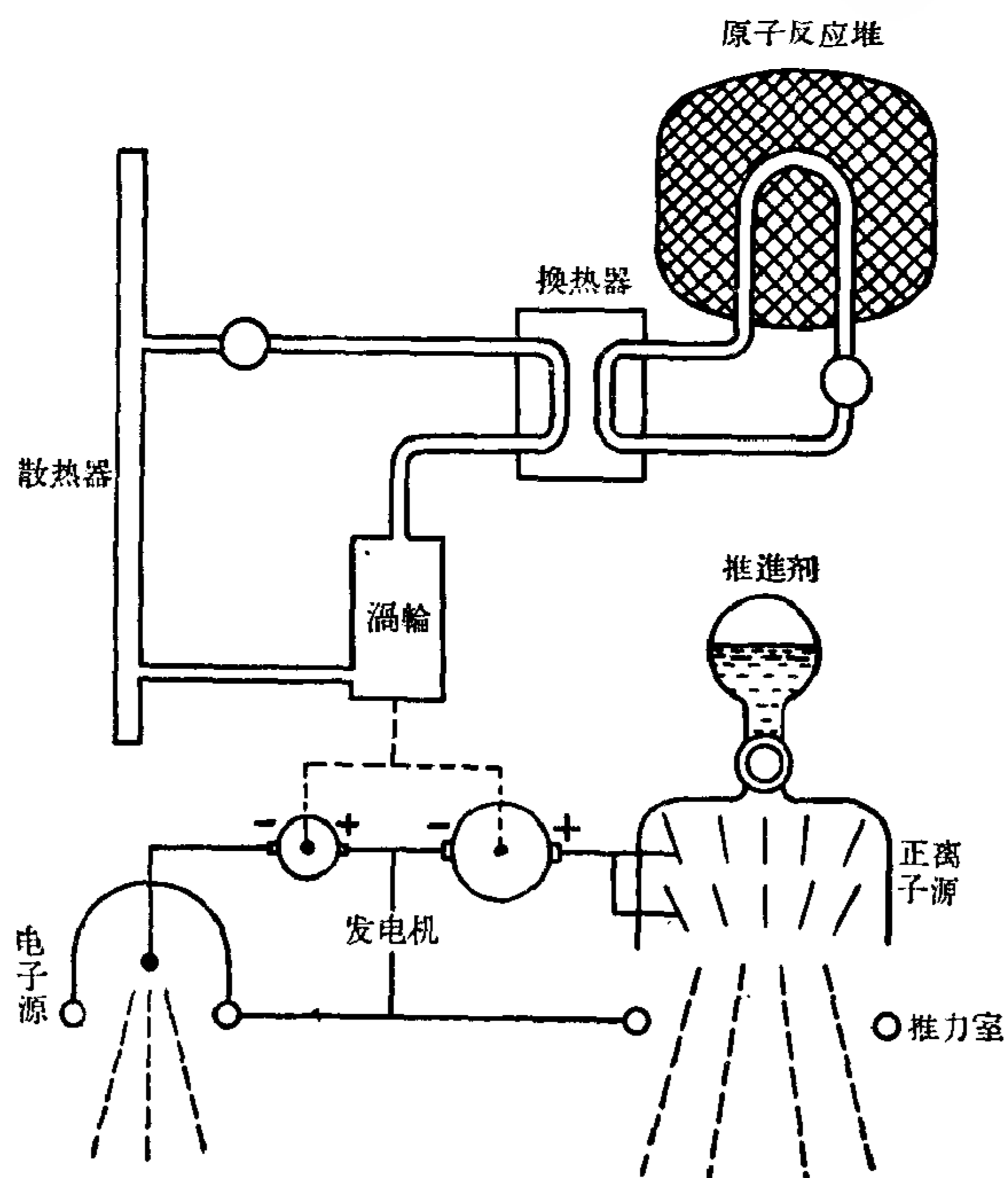


图 7.4 离子火箭发动机

好等量的电子加入喷出的正离子流中,使其成为一个电量相等的等离子体喷出。这样就保证了发动机继续正常进行工作。既然静电加速的办法能使离子加速到近于光速,而发动机中又不存在高温问题,因此发动机的排气速度也是可以无限制地提高,以至接近于光速。但是,问题的困难在于现代物理学家所能达到的离子源的强度很有限。如果要达到表 7.4 中的质量流率(0.22 克/秒)的话,已经比他们现在所能达到的水平要大一千倍以上。因此,解决离子源的强度问题是实现离子火箭的极其重要的关键问题。此外对于如何使电子适量地、顺利地加入到喷出的离子流中的问题也还未完全解决。

电磁流体式发动机 由于取得电磁流体的方法不同,因而这种发动机又分为:低温电弧及直流电磁流体加速器组成的一种,和电磁流体激波管(即脉冲式电磁流体加速器)。前者(见图 7.5)是利用低温电弧使气体电离,然后通过加速导管,垂直于流向

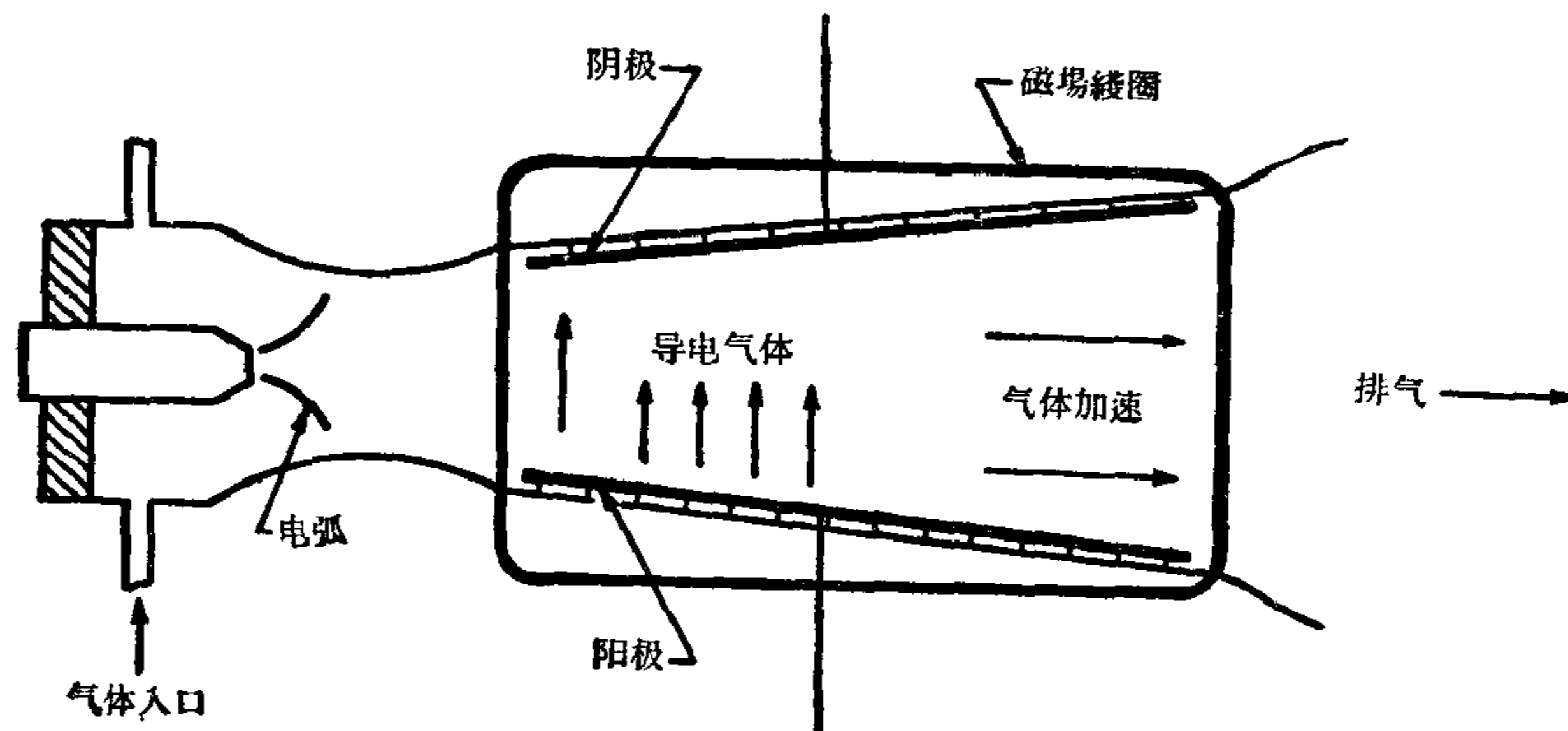


图 7.5 直流电磁流体火箭发动机

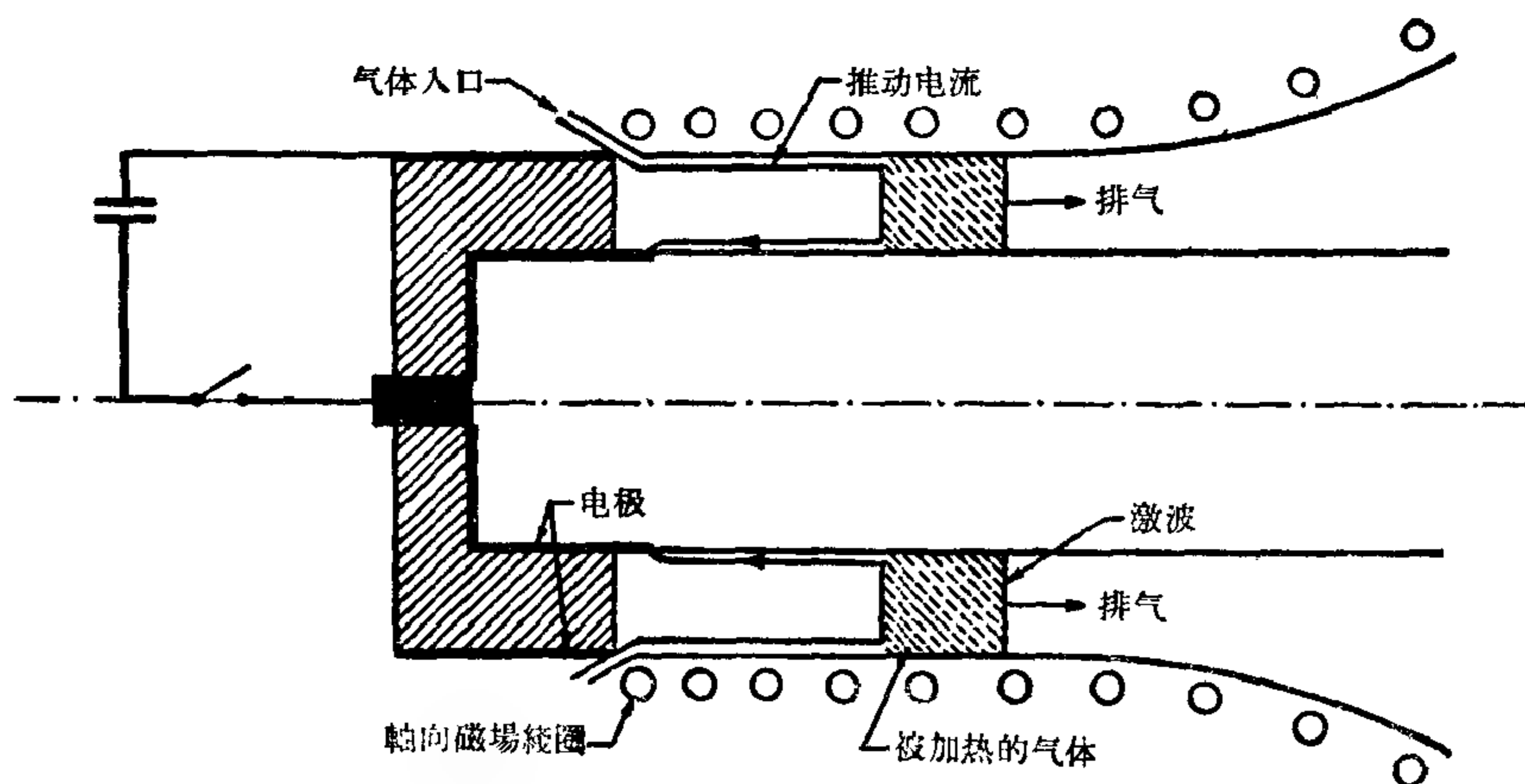


图 7.6 脉冲电磁流体火箭发动机

的磁場及垂直于流向的直流电相互作用,而产生加速力,使介質变成具有很高速度的电离气体,噴出发动机。这种方法所存在的問題是直流加速場的电极及管道的热損耗很大。所以使排气速度受到限制,只能在 40 公里/秒以下。后者原是利用強电源产生的每秒数千次的脉冲,在介質中产生激波,从而使介質的分子电离和加速(見图 7.6)。这种办法很特殊,它要求排气速度必須在 20 公里/秒以上才能用。这种发动机在发展过程中将要遇到的主要困难是強脉冲电源的获得及电极問題。

§ 7.5 原子火箭与电火箭的比較

电火箭发动机是一种高比冲的火箭发动机。但是由于它的动力机械所占的重量很大,推力受到限制,因此它适合于作小推力的发动机。由于它可能承载比其他火箭更多的有效負載,所以电火箭发动机的实现,对于星际航行有很大的作用。但是我們也应看到电火箭发动机不管从基本理論上,或是实验技术上,都不及原子发动机成熟,因而还需要等这些基本問題得到解决后,电火箭才能全面地实现。实际上这里也不单是理論問題,就其实验設備而言,也是庞大而复杂的:因为除了它需要有一个几千、以至上万瓩的原子能发电站及其相应的附属和保护設備外,还需要有一套規模巨大、而真空度又很高的真空系統,来創造模拟真实情况和电火箭所需要的特殊条件。因此,在基本实验設備沒有解决以前,也难于对它展开系統而全面的研究。

电火箭及原子火箭发动机無論是在比冲、排气速度和有效負載上都比化学火箭优越得多,这里就不再去进行比較,而单比較电火箭和原子火箭发动机之不同点。

从以上各节給予了我們一个很重要的概念,那就是原子火箭发动机是一高推力类型的发动机,而电火箭发动机則是一低推力类型的发动机。前者虽然具有比化学火箭更高的比冲,但却远不及电火箭所能达到的比冲。很显然,这两种类型完全不同的发动机,各自具有独特的优点。因此,当我們在星际航行中要求飞行時間短时,可以选择高推力的原子火箭;而飞行時間較长或不受限制时,可以利用电火箭,因为在这种情况下电火箭可以承载更多的有效負載。

現在我們来看一看,电火箭与原子火箭分別由地球卫星軌道起飞到火星卫星軌道,然后再由火星卫星軌道返回地球卫星軌道的情形。由图 7.7 可以看出不管是高推力火箭(原子火箭,图中为实綫)或是低推力火箭(电子火箭,图中为虛綫),当总推进速度增量增加时航行時間都相应地縮短。对原子火箭而言,以沿 Hohmann 軌道的航行時間最长(約 520 天),而要求的推进速度增量也最小。对电火箭,当加速度 a 越小航行時間也就越长。同时我們可以从两条曲綫对比看出电火箭所需达到的总速度

增量要比原子火箭高得多,这正是由于电火箭的加速度比原子火箭小得多,而加速时间又比原子火箭长得多的原故。一般原子火箭的加速过程占整个飞行过程中的很小一部分,因此它很快就加到预定的速度后按预定的轨道一直保持比较高的速度飞行。而电火箭则因为加速慢,前一段飞行速度比较小,必须一直加速,达到较高的最大速度以争取时间;然后在另一半航程中又必须减速以免飞过火星而不与火星同步。

因此,它的飞行速度并不是一直保持在较高的速度下飞行,而是在加速之后紧跟着又减速。正由于如此,动力耗费自然比较大。电火箭的飞行轨道不是沿

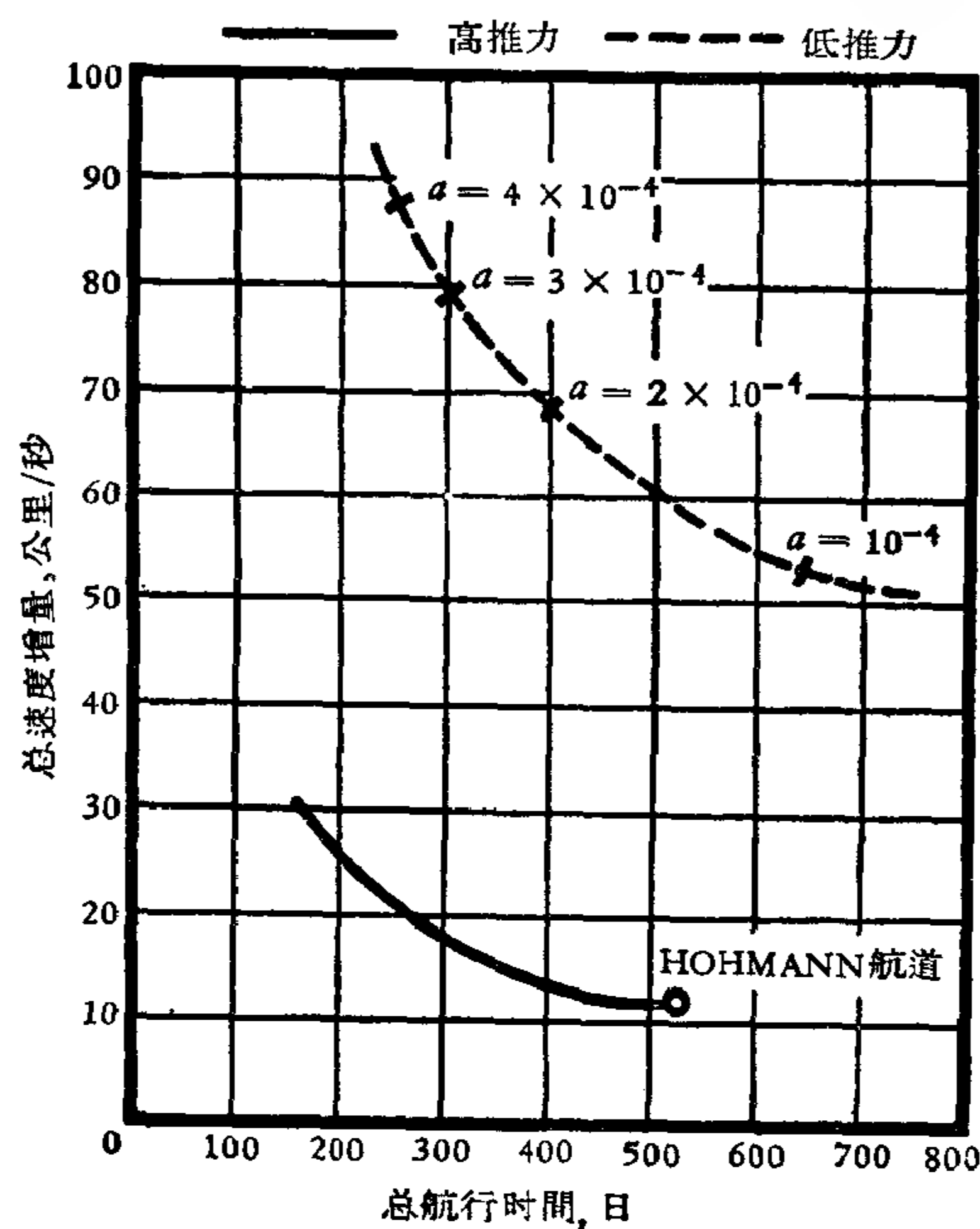


图 7.7 从地球卫星轨道到火星卫星轨道的双程航行所需总速度增量

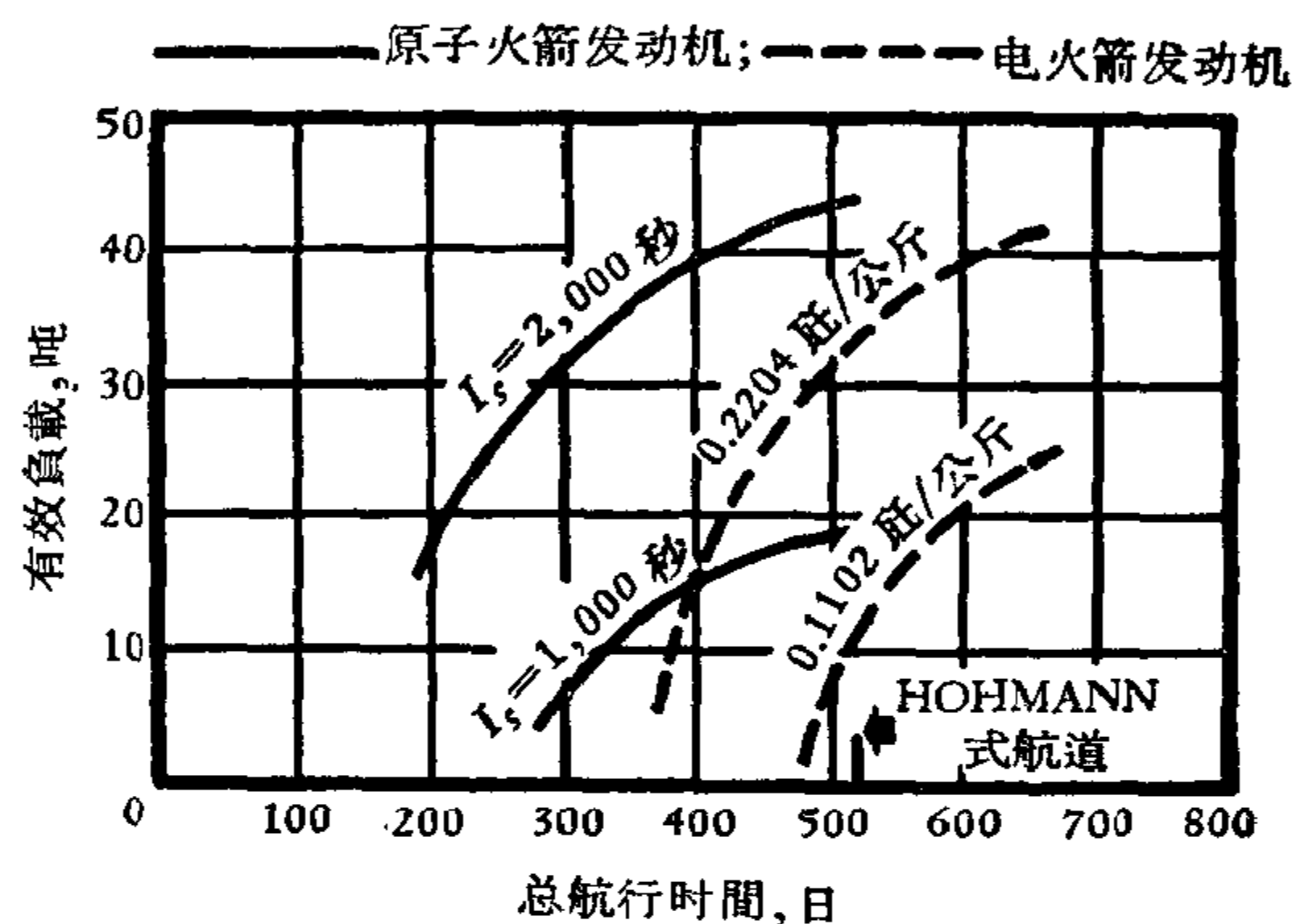


图 7.8 从地球卫星轨道到火星卫星轨道的双程航行,用原子火箭发动机及用电火箭发动机的比较(飞船从地球卫星轨道起飞的重量为 100 吨)

Hohmann 式轨道或其他更近的轨道飞行,而是绕对数螺旋线轨道飞行,故它的轨道也是十分长的。

我们再看图 7.8,它表示了同样重量的火箭所承受的有效负载不同而引起航期的差别。可以看出,对于同一火箭在相同的航行时间里,比冲(原子火箭)或单位动力机械发出的功率(电火箭)越高,则火箭所能承载的有效负载也就越大。反之负载相同时航行时间就可缩短。对原子火箭而言,沿 Hohmann 轨道航行时其承载的有效负载最重,而航期也最长。另外,我们拿目前认为较有希望实现的原子火箭,其比冲为 1,000 秒的曲线(实线)和电火箭的单位动力机械质量发出的功率为 0.2204 瓩/公斤的曲线(虚线)来比较。当航期约为 390 天以下,如果两种火箭都采取相同的航行时间时,那么原子火箭所能承载的有效负载比电火箭要大。而当航期超过 390 天以上时,

电火箭就显得愈来愈比原子火箭有利了。

此外,在表 7.5 中列举了电火箭的几种其他方面的用途,其突出的特点为有效负载比较大,象从地球卫星轨道上起飞的 136 吨月球货船,就能运 100 吨货,这使我们

表 7.5 电火箭在其他方面的用途及数据

用 途	有效负载 (吨)	起飞重量 (吨)	齐奥尔科夫斯基速度 (公里/秒)	功 率 (瓩)	推力和重量比	时 间 (日)
卫星轨道校正	4.9	5.0	0.4	5	5.4×10^{-6}	6 去月球 52 日;返回 8 日(重 36 吨)
由 400 公里高的轨道 升到 24 小时卫星轨道	50	72	6.0	4,600	2.3×10^{-4}	
月球货船	100	136	10.5	5,700	1.5×10^{-4}	
木星探测器	1	5.5	90	450	1.4×10^{-4}	
太阳系外圈探测器	1	16	160	2,000	1.2×10^{-4}	

更进一步理解到电火箭在某些实际运用中具有它独特的优点。所以在将来的星际航行事业中,原子火箭发动机和电火箭发动机各有用处:原子火箭以快见长,而电火箭以载重见长。

§ 7.6 氦火箭发动机

氦火箭发动机的能源问题已经在第一章里作了概述。它是利用氦的同位素——氦进行聚变而生成氦、质子和中子,从而产生大量的能,推动火箭。估计氦聚变的比冲可达 1,500,000 秒,排气速度为 15,000 公里/秒。氦进行聚变反应所产生的氦和质子就是温度达一亿度的等离子体,喷出发动机就产生推力;从直接产生推力这一点来看,它又象原子火箭发动机,也容易产生大推力。所以如果我们能够有效地控制这个热核反应的话,那么我们就可以设计出推力大、比冲高的氦火箭发动机。所以氦火箭发动机是最有希望的发动机,为电火箭、原子火箭发动机所不及。可以断言,氦火箭发动机的实现将使人类的星际航行进入一个新的时代。但是这种火箭发动机的基本问题——受控热核反应可能还不会在短期内得到解决。因此,今天的火箭技术研究工作者仍然应该集中一定力量,去研究已经有些基础的原子火箭发动机和电火箭发动机。至于探清通向解决氦火箭发动机的道路,目前还是物理工作者的任务。但我们深信随着科学技术的不断发展,这些目前看来还只是一个设想的问题,终究会提到工程技术的研究日程上来。

第八章 制导問題

§ 8.1 制 导

对于任何的机械設備,为了保証可靠而有效的工作,都需要根据实际工作的要求以及机械的特性进行控制;只是对于各种不同性質和要求的机械,其控制的方法及精确度的要求有所不同。控制系统有自动化的和非自动化的,即是依靠人来进行控制的系統。显然,对于星际航行,控制也是不可缺少的一部分,而且它是一个非常复杂而困难的問題。因此,星际航行中的控制技术也就发展成一門重要的科学領域。在星际航行里,控制就是制导,也就是控制加导航。这是要通过制导系統的工作来实现預訂的飞行目的,同时要保証在飞行的过程中按預訂的对航道所要求的精确度进行工作。在星际航行里的制导与普通的航空航海的导航又有所不同。一般的飞机及輪船的控制,是使用了依靠人来进行操作的非自动化的系統。它是由导航員根据地图、观测及仪器,如罗盘等的測量来制訂出航向和方位,然后由导航員告訴駕駛員进行控制。但是,在星际航行里应用这样一个工作系統是行不通的;因为星际航行的特点是在发射起飞加速过程中其所需的时间非常短,不可能让导航員有一定的时间去进行观察、測量和計算。另一方面对飞行精确度的要求比一般的飞机、輪船要高得多,如果超出其所允許的精确度,就可能引起整个飞行计划的失败。因此用普通人工操纵的非自动化系統进行控制就不够快,也不够精密,所以必須使用完全自动化的、高精度的、把导航和控制結合起来的系統才行,这就是在本章所要講到的制导問題。

制导問題包括了两个方面的內容:一方面是控制精确度的問題,也就是总体設計师根据总体設計向制导系統的設計者提出对控制的要求,对于不同的飞行目的、发射方式及飞行軌道其控制的要求都是不同的。另一方面是根据已提出的要求如何来达到到的問題,也就是进行具体的制导系統的設計問題。下面我們將分別对以上两方面的問題进行分析和討論。

§ 8.2 发射人造地球卫星的軌道所要求的精确度

当我们提出对发射人造地球卫星軌道精确度要求的时候,可以应用在第五章里所講到的关于計算飞行軌道的概念和公式,来对飞行軌道进行分析。我們知道,发射

卫星的轨道可分为第一加速段、自由飞行段、第二加速段及最后在所要求的轨道上进行自由飞行。根据以前有关中心力场运动的计算,最后的卫星轨道公式为

$$r = \frac{p}{1 + \varepsilon \cos(\theta - \theta_0)}, \quad (8.1)$$

其中 $\theta = \theta_0$ 为近地点;而 $\theta = \theta_0 + \pi$ 为远地点。在这里,如果 v_0 为发射人造卫星时的第二加速段終了,即推力作用終了时的速度,其数值必然小于第二宇宙速度 $v_0 < V_2$ 。让 V 是半径为 r_0 的圆形轨道上卫星的运转速度,或者是 r_0 为半径的卫星运转速度,即

$$V = \sqrt{\frac{\mu^2}{r_0}}; \quad (8.2)$$

所以

$$2 > \left(\frac{v_0}{V}\right)^2. \quad (8.3)$$

当 $\theta = 0, t = 0, v = v_0, r = r_0$ 时把

(8.2) 及 (8.3) 式的关系代入 (8.1) 式中去,则得

$$p = \frac{v_0^2 r_0^2 \sin^2 \alpha}{\mu^2} = r_0 \sin^2 \alpha \left(\frac{v_0}{V}\right)^2; \quad (8.4)$$

$$\begin{aligned} \varepsilon &= \sqrt{1 - \frac{v_0^2 r_0^2 \sin^2 \alpha}{\mu^4} \left(\frac{2\mu^2}{r_0} - v_0^2\right)} = \sqrt{1 - \frac{v_0^2 \sin^2 \alpha}{V^4} \left(\frac{2\mu^2}{r_0} - v_0^2\right)} \\ &= \sqrt{1 - \sin^2 \alpha \left(\frac{v_0}{V}\right)^2 \left\{2 - \left(\frac{v_0}{V}\right)^2\right\}}. \end{aligned} \quad (8.5)$$

因此把初始条件代入 (8.1) 式,就得

$$r_0 = \frac{r_0 \sin^2 \alpha \left(\frac{v_0}{V}\right)^2}{1 + \cos \theta_0 \sqrt{1 - \left(\frac{v_0}{V}\right)^2 \sin^2 \alpha \left\{2 - \left(\frac{v_0}{V}\right)^2\right\}}}; \quad (8.6)$$

所以求得 $\cos \theta_0$ 为

$$\cos \theta_0 = \frac{\left(\frac{v_0}{V}\right)^2 \sin^2 \alpha - 1}{\sqrt{1 - \left(\frac{v_0}{V}\right)^2 \sin^2 \alpha \left\{2 - \left(\frac{v_0}{V}\right)^2\right\}}}. \quad (8.7)$$

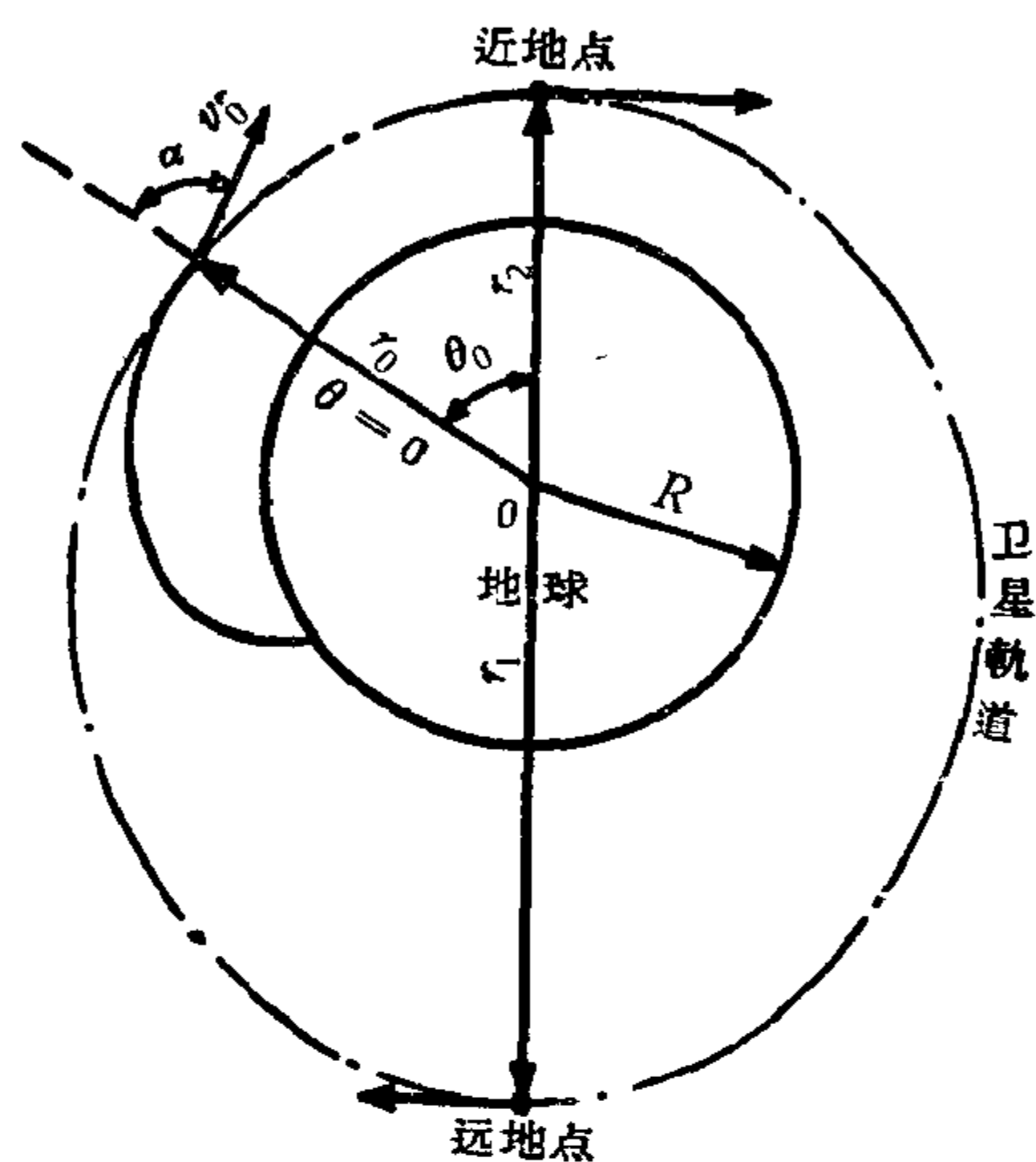


图 8.1 卫星轨道

其椭圆轨道的半长径 a , 引用(8.2)式后变成

$$a = \frac{\frac{\mu^2}{r_0} - v_0^2}{2V^2 - v_0^2} = \frac{\frac{\mu^2}{V^2}}{\left[2 - \left(\frac{v_0}{V}\right)^2\right]};$$

也就是

$$a = \frac{r_0}{\left[2 - \left(\frac{v_0}{V}\right)^2\right]}. \quad (8.8)$$

正如我們已經在 § 5.3 中所指出的一样, 也可以从(8.8)式看出: 半长径 a 只与椭圆轨道的起始点与地心的距离 r_0 和起始速度 v_0 有关, 而与 r_0 与 v_0 之间的夹角 α 无关. 也就是当 α 变化了而椭圆轨道的长半径不变, 只是短半径随 α 的变化而变, 即椭圆轨道的形状是变化了. 从(8.1)式我們可以得出远地点离地心的距离为

$$r_1 = \frac{p}{1 - \epsilon} = \frac{\left(\frac{v_0}{V}\right)^2 r_0 \sin^2 \alpha}{1 - \sqrt{1 - \left(\frac{v_0}{V}\right)^2 \sin^2 \alpha \left\{2 - \left(\frac{v_0}{V}\right)^2\right\}}}, \quad (8.9)$$

而近地点离地心的距离为

$$r_2 = \frac{p}{1 + \epsilon} = \frac{\left(\frac{v_0}{V}\right)^2 r_0 \sin^2 \alpha}{1 + \sqrt{1 - \left(\frac{v_0}{V}\right)^2 \sin^2 \alpha \left\{2 - \left(\frac{v_0}{V}\right)^2\right\}}}. \quad (8.10)$$

現在我們来研究发射一个圆形轨道卫星的条件. 显然在这种轨道上远地点 r_1 与近地点 r_2 应该相等, 也就是必須使第二加速段終了时的速度 v_0 与以 r_0 为半径的卫星圆形轨道上的卫星运行的速度 V 相等, 即 $\frac{v_0}{V} = 1$, 以及使 r_0 与 v_0 之间的夹角 $\alpha = \frac{\pi}{2}$; 从而 $r_1 = r_2 = r_0$. 但是实际上发射制导系統不可能百分之百的准确, 会有誤差, 即 $\alpha \neq \frac{\pi}{2}$, 而 $\alpha = \frac{\pi}{2} - \delta\alpha$, 和 $\frac{v_0}{V} \neq 1$, 而 $\frac{v_0}{V} = 1 + \frac{\delta v_0}{V}$, $\delta\alpha$ 及 δv_0 为一很小的誤差量. 这就引起了轨道的变化, 轨道不成为圆形, 也就使远地点与近地点产生了差別和偏离, 其变化的关系可以从下面的計算看出. 这里由于 α 角对椭圆轨道的半长径 a 沒有影响, 故只考虑因第二加速段終了时的速度变化对半长径的影响. 根据(8.8)式得

$$\frac{\delta a}{r_0} = \frac{\partial}{\partial \left(\frac{v_0}{V}\right)} \left\{ \frac{1}{\left[2 - \left(\frac{v_0}{V}\right)^2\right]} \right\} = \frac{2 \left(\frac{v_0}{V}\right) \delta \left(\frac{v_0}{V}\right)}{\left[2 - \left(\frac{v_0}{V}\right)^2\right]^2},$$

当 $\frac{v_0}{V} = 1^*$ 时上式则变成为

$$\frac{\delta a}{r_0} = 2 \frac{\delta v_0}{V}. \quad (8.11)$$

对于因 α 及 v_0 的变化而引起远地点的变化为下列两部分组成,一部分是当 $\alpha = \frac{\pi}{2}$ 时单纯考虑 v_0 的变化而引起的 r_1 变化. 这可以根据(8.9)式而得

$$r_1 = \frac{r_0 \left(\frac{v_0}{V} \right)^2}{1 - \sqrt{\left[1 - \left(\frac{v_0}{V} \right)^2 \right]^2}}. \quad (8.12)$$

由于 $2 > \left(\frac{v_0}{V} \right)^2 > 1$, 而且在公式中的平方根是取正的, 所以可以把 $\sqrt{\left[1 - \left(\frac{v_0}{V} \right)^2 \right]^2}$ 改写成 $\sqrt{\left[\left(\frac{v_0}{V} \right)^2 - 1 \right]^2}$, 故(8.12)式变成

$$r_1 = \frac{r_0 \left(\frac{v_0}{V} \right)^2}{1 - \sqrt{\left[\left(\frac{v_0}{V} \right)^2 - 1 \right]^2}} = \frac{r_0 \left(\frac{v_0}{V} \right)^2}{\left[2 - \left(\frac{v_0}{V} \right)^2 \right]},$$

则

$$(\delta r_1)' = r_0 \delta \left\{ \frac{\left(\frac{v_0}{V} \right)^2}{2 - \left(\frac{v_0}{V} \right)^2} \right\}. \quad (8.13)$$

另一部分是当 $\frac{v_0}{V} = 1$ 时, 从 $\alpha = \frac{\pi}{2}$ 变化到 $\alpha = \frac{\pi}{2} - \delta\alpha$ 所引起 r_1 的变化可从(8.9)式得出

$$r_1 = \frac{r_0 \sin^2 \alpha}{1 - \sqrt{1 - \sin^2 \alpha}} = \frac{r_0 (1 - \cos^2 \alpha)}{1 - \cos \alpha} = r_0 (1 + \cos \alpha),$$

所以

$$(\delta r_1)'' = r_0 \delta \{1 + \cos \alpha\}. \quad (8.14)$$

因此, 由 α 及 v_0 的变化所引起 r_1 的总变化为

* 本应以 $\frac{v_0}{V} = 1 + \frac{\delta v_0}{V}$ 代入, 因其差别只是增加了一些二次微分项, 而这些项的数值很小可以忽略, 故这里只用 $\frac{v_0}{V} = 1$ 代入仍是正确的.

$$\begin{aligned}
\delta r_1 &= (\delta r_1)' + (\delta r_1)'' = r_0 \delta \left\{ \frac{\left(\frac{v_0}{V}\right)^2}{\left[2 - \left(\frac{v_0}{V}\right)^2\right]} \right\} + r_0 \delta \{1 + \cos \alpha\} \\
&= r_0 \frac{2 \left(\frac{v_0}{V}\right) \left[2 - \left(\frac{v_0}{V}\right)^2\right] \frac{\delta v_0}{V} + \left(\frac{v_0}{V}\right)^2 \cdot 2 \left(\frac{v_0}{V}\right) \frac{\delta v_0}{V}}{\left[2 - \left(\frac{v_0}{V}\right)^2\right]^2} \\
&\quad + r_0 \left\{ 1 + \cos \left(\frac{\pi}{2} - \delta \alpha \right) - \left(1 + \cos \frac{\pi}{2} \right) \right\} = r_0 4 \left(\frac{\delta v_0}{V} \right) + r_0 \sin \delta \alpha,
\end{aligned}$$

所以

$$\delta r_1 = r_0 \left\{ 4 \left(\frac{\delta v_0}{V} \right) + \delta \alpha \right\}. \quad (8.15)$$

(8.15) 式表达了速度有所增加及 α 角有所减小时的情况。其中我們要注意 α 是用弧度来表示的。

从 (8.15) 式就可以計算在第二段加速終了时，因速度及 α 有所变化而引起的軌道变化。为了使我們能具体的了解和应用起見，所以在下面我們对于一高为 250 公里的人造地球卫星軌道所允許的精确度进行計算。地球的半径为 6,371 公里，則 $r_0 = 250 + 6,371 = 6,621$ 公里。对于 250 公里高的軌道，根据实际的需要可以提出一个最大的远地点变化范围 δr_1 。如果是一般載人的卫星式飞船，則最大允許的高度不能超过 300 公里，因为 300 公里以上为內辐射带区域，这个区域对于人有較大的危险性，必須要加以特殊的防护才能接近或进入这一区域（見第十一章）。另一方面軌道也不能太低，因离地球表面越近，空气的密度越大，其空气阻力也就越大。同时因摩擦生热使飞船易掉入大气层而被烧毁。所以对 250 公里高的卫星軌道其上下限最大誤差范围該是 ± 50 公里，即 $\delta r_1 \leq \pm 50$ 。这也說明了誤差可以有正負两方向的限制。

为了計算簡單我們設变化为正誤差即 $\delta r_1 \leq 50$ 公里，代入 (8.15) 式就变成

$$\begin{aligned}
50 &\geq \delta r_1 = r_0 \left\{ 4 \left(\frac{\delta v_0}{V} \right) + \delta \alpha \right\} = 6,621 \left\{ 4 \left(\frac{\delta v_0}{V} \right) + \delta \alpha \right\}, \\
\frac{50}{4 \times 6621} &\geq \frac{\delta v_0}{V} + \frac{1}{57.3 \times 4} \delta \alpha, \\
0.001886 &\geq \frac{\delta v_0}{V} + \frac{1}{57.3 \times 4} \delta \alpha. \quad (8.16)
\end{aligned}$$

根据 (8.16) 式就可以求出 250 公里高的卫星軌道的最大誤差变化的范围，即当 $\delta \alpha =$

0, (8.16) 式变成

$$0.001886 \geq \frac{\delta v_1}{V},$$

即速度的最大误差变化为

$$\frac{\delta v_0}{V} \times 100\% = 0.1886\%.$$

同时当 $\frac{\delta v_0}{V} = 0$ 时, (8.16) 式变成

$$0.001886 \times 57.3 \times 4 \geq \delta\alpha, \text{ 即 } \delta\alpha \leq 0.433^\circ,$$

也就是当 $\frac{v_0}{V} = 1$ 时最大允许的角度误差范围为 0.433° .

由于 δr_1 , $\delta\alpha$, $\frac{\delta v_0}{V}$ 都有正负变化, 即有增加和减少的变化, 故由 (8.15) 式, 应该把误差公式写为

$$50 \geq 6,621 \left| \pm 4 \left(\frac{\delta v_0}{V} \right) \pm \delta\alpha \right|,$$

或把 (8.16) 式写为

$$0.001886 \geq \left| \pm \frac{\delta v_0}{V} \pm \frac{\delta\alpha}{57.3 \times 4} \right|. \quad (8.17)$$

那么允许的误差范围就形成了一个平面区域, 如图 8.2 所表示的范围. 如果发射卫星的制导系统能使在加速終了的时候, 速度误差和角度误差落在菱形区域之内, 那么轨道的偏差不超出 ± 50 公里, 发射是成功的; 如果速度误差和角度误差落在菱形区域

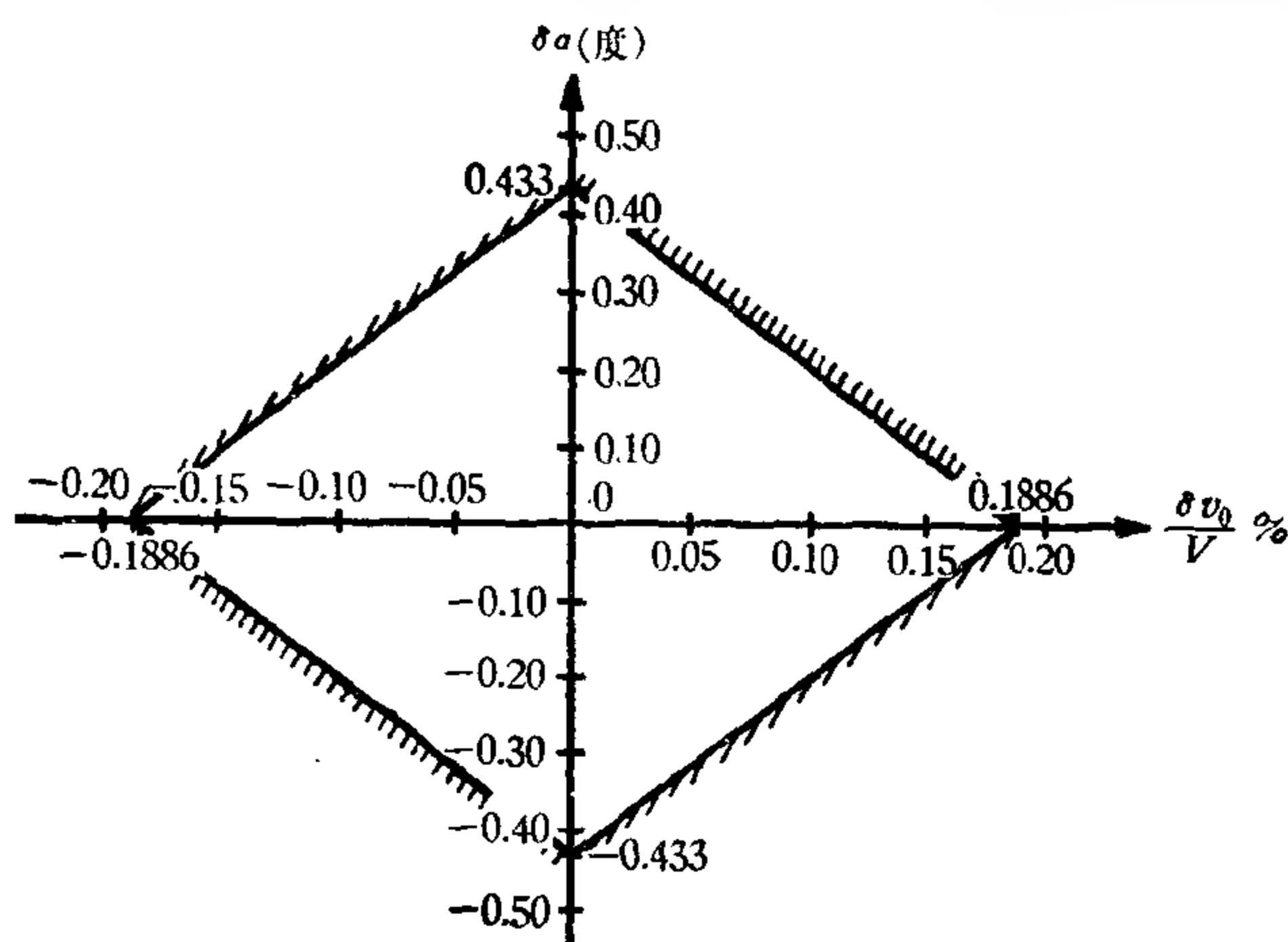


图 8.2 发射卫星的允许误差范围

以外,那么軌道偏差将超出 ± 50 公里的范围,发射就不成功. 所以我們的計算为制导系統規定了明确的控制范围.

如果要求圓形軌道的誤差比以上还要小时,即使 δr_1 的最大变化范围比 ± 50 公里更小,就对速度和角度精确度的要求会更高.

§ 8.3 星际飞行軌道所需要的精确度

在星际飞行中如果我們采用了 Hohmann 式的軌道,而且只考虑速度誤差的影响,其所需要的精确度可作如下的計算.

从第六章中我們可以知道,当脫离了地球引力場以后在地球軌道附近的加速段的速度增量为

$$\Delta v_2 = v_2^* \left[\sqrt{\frac{2r_1}{r_1 + r_2}} - 1 \right], \quad (8.18)$$

其中 v_2^* 为地球在軌道上运轉的速度; r_2 为地球到太阳的距离; r_1 为所要到达的行星到太阳的距离. 当速度增量 Δv_2 有一个 $\delta(\Delta v_2)$ 变化时,則就引起了 r_1 变化 δr_1 . 其变化关系从(8.18)式可求得(即将(8.18)式微分)

$$\delta(\Delta v_2) = v_2^* \frac{1}{2} \frac{\frac{2\delta r_1(r_1 + r_2) - 2r_1\delta r_1}{(r_1 + r_2)^2}}{\sqrt{\frac{2r_1}{r_1 + r_2}}} = v_2^* \frac{\frac{r_2\delta r_1}{(r_1 + r_2)^2}}{\sqrt{\frac{2r_1}{r_1 + r_2}}};$$

所以

$$\delta(\Delta v_2) = v_2^* \frac{1}{\sqrt{\frac{2r_1}{r_1 + r_2}}} \cdot \frac{r_2}{(r_1 + r_2)} \frac{\delta r_1}{(r_1 + r_2)}. \quad (8.19)$$

这是在地球軌道上起飞的情况,由于速度誤差 $\delta(\Delta v_2)$ 所引起的所要到达区域的誤差,这作为第一种情况.

如果飞船在地球的低卫星軌道上起飞,即第二种情况,所需的能量不同,因而控制的精确度也不同. 这时所需的加速段的速度增量为

$$(\Delta V)_1 = \sqrt{(V_2^2 - V_1^2) + (\Delta v_2)^2},$$

其中 V_1 为第一宇宙速度; V_2 为第二宇宙速度. 因 $V_2^2 = 2V_1^2$, 則

$$(\Delta V)_1 = \sqrt{V_1^2 + (\Delta v_2)^2}. \quad (8.20)$$

当 Δv_2 有一个变化 $\delta(\Delta v_2)$ 时,則就会使 $(\Delta V)_1$ 也有一个变化 $\delta(\Delta V)_1$,

$$\delta(\Delta V)_1 = \sqrt{V_1^2 + [\Delta v_2 + \delta(\Delta v_2)]^2} - \sqrt{V_1^2 + (\Delta v_2)^2}.$$

将上式平方得

$$\begin{aligned} \left[\delta(\Delta V)_1 + \sqrt{V_1^2 + (\Delta v_2)^2} \right]^2 &= \left(\sqrt{V_1^2 + [\Delta v_2 + \delta(\Delta v_2)]^2} \right)^2 \\ [\delta(\Delta V)_1]^2 + V_1^2 + (\Delta v_2)^2 + 2\delta(\Delta V)_1 \sqrt{V_1^2 + (\Delta v_2)^2} &= V_1^2 + (\Delta v_2)^2 \\ &+ 2\Delta v_2 \delta(\Delta v_2) + [\delta(\Delta v_2)]^2. \end{aligned}$$

略去微分平方项 $[\delta(\Delta v_2)]^2$ 和 $[\delta(\Delta V)_1]^2$, 则方程变成

$$\delta(\Delta V)_1 = \frac{(\Delta v_2) \delta(\Delta v_2)}{\sqrt{V_1^2 + (\Delta v_2)^2}}.$$

也可以改写成

$$\frac{\delta(\Delta V)_1}{\delta(\Delta v_2)} = \frac{(\Delta v_2)}{\sqrt{V_1^2 + (\Delta v_2)^2}}. \quad (8.21)$$

(8.21) 式说明了从地球运转的轨道上起飞其速度增量的变化 $\delta(\Delta v_2)$ 与从地球的低卫星轨道上起飞的速度增量变化 $\delta(\Delta V)_1$ 的关系。显然 $\delta(\Delta V)_1$ 比 $\delta(\Delta v_2)$ 小, 即对应于一定的 $\delta(\Delta V)_1$ 速度误差, 其效果是等于一个更大的 $\delta(\Delta v_2)$ 的误差, 也就是相应于一个更大的 $\delta(\Delta v_2)$ 的 δr_1 误差。

现在再来研究第三种情况。当飞船从地球表面上起飞时其加速段所需的速度增量为

$$(\Delta V)_2 = \sqrt{V_2^2 + (\Delta v_2)^2}.$$

当 Δv_2 有一变化 $\delta(\Delta v_2)$ 时, 则引起 $(\Delta V)_2$ 的变化 $\delta(\Delta V)_2$ 为

$$\delta(\Delta V)_2 = \sqrt{V_2^2 + [(\Delta v_2) + \delta(\Delta v_2)]^2} - \sqrt{V_2^2 + (\Delta v_2)^2};$$

和第二种起飞情况一样处理, 我们得到如下的相似结果

$$\frac{\delta(\Delta V)_2}{\delta(\Delta v_2)} = \frac{(\Delta v_2)}{\sqrt{V_2^2 + (\Delta v_2)^2}}. \quad (8.22)$$

(8.22) 式表示出飞船从地球轨道上起飞的速度增量的变化与从地球表面上起飞的速度增量变化的相互关系。由 $V_2 > V_1$, 所以一定速度误差 $\delta(\Delta V)_2$ 所引起的到达区域误差 δr_1 , 比同量的 $\delta(\Delta V)_1$ 误差所引起的到达区域的误差还要大。

根据以上三种不同起飞情况, 如果我们要发射一个星际飞船到火星的轨道上去, 采用 Hohmann 轨道, 来计算它所需要的精确度是多少?

r_2 为地球到太阳的距离, 等于 1.49457 亿公里。 r_1 为火星到太阳的距离, 即 $r_1 = 1.524r_2$ 。 v_2^* 为地球在轨道上运行的速度 29.8 公里/秒。 如果 $\delta(\Delta v_2) = 1$ 米/秒, 当从地球轨道上起飞时, 即第一种情况, 则可以用公式(8.19)作如下的计算

$$1 = 29,800 \times \frac{1}{\sqrt{2 \times 1.524r_2}} \times \frac{r_2}{r_2 + 1.524r_2} \times \frac{\delta r_1}{r_2 + 1.524r_2},$$

$$1 = 29,800 \frac{1}{1.098} \frac{1}{2.524} \times \frac{\delta r_1}{2.524 \times 1.49457 \times 10^8},$$

所以

$$\delta r_1 = \frac{1.098 \times 2.524 \times 2.524 \times 1.49457 \times 10^8}{29,800} = 35,120 \text{ 公里.}$$

如果从地球的低卫星轨道上起飞到火星,即第二种情况,当速度误差 $\delta(\Delta V)_1 = 1$ 米/秒时,可以用公式(8.18)及(8.21)进行如下计算

$$(\Delta v_2) = v_2^* \left[\sqrt{\frac{2r_1}{r_1 + r_2}} - 1 \right] = 29.8 \left[\sqrt{\frac{2 \times 1.524}{2.524}} - 1 \right] = 2.95 \text{ 公里/秒,}$$

$$\frac{\delta(\Delta V)_1}{\delta(\Delta v_2)} = \frac{\Delta v_2}{\sqrt{V_1^2 + (\Delta v_2)^2}} = \frac{2.95}{\sqrt{7.91^2 + 2.95^2}} = \frac{1}{2.86},$$

所以

$$\delta(\Delta v_2) = 2.86 \delta(\Delta V)_1 = 2.86 \text{ 米/秒,}$$

则引起的误差为

$$\delta r_1 = 2.86 \times 35,120 = 100,500 \text{ 公里.}$$

这个数值相当于火星直径的 15.1 倍.

如果飞船从地球表面上起飞到火星,即第三种情况,当速度误差为 $\delta(\Delta V)_2 = 1$ 米/秒时,可用(8.22)式计算得

$$\frac{\delta(\Delta V)_2}{\delta(\Delta v_2)} = \frac{\Delta v_2}{\sqrt{V_2^2 + (\Delta v_2)^2}} = \frac{2.95}{\sqrt{2 \times 7.91^2 + 2.95^2}} = \frac{1}{3.72},$$

则

$$\Delta v_2 = 3.72 \delta(\Delta V)_2 = 3.72 \text{ 米/秒,}$$

$$\delta r_1 = 3.72 \times 35,120 = 130,800 \text{ 公里.}$$

这个数值相当于火星直径的 19.35 倍.

从以上的计算中我们作进一步分析可以看到,如果飞船是从地球的低卫星轨道上起飞,所允许的速度误差比飞船从地球轨道上起飞所允许的速度误差要小,即要求的精度要高;当飞船从地球表面上起飞时所允许的速度误差,又比从地球低卫星轨道上起飞所允许的速度误差小,即精度要求更高.如以发射到火星上去的轨道要求为例,当到达火星的误差不允许超过十万公里时,如果飞船从地球轨道上起飞,则速度的精度要求是 2.85 米/秒;如果飞船是从地球的低卫星轨道上起飞时,则速度的精确度要求是 1 米/秒;如果飞船从地球表面上起飞,则速度精度的要求为 0.765 米/秒.这就说明了所采用的起飞位置不同,所需要的能量不同,其精确度的要求也就不同.而且随着起飞位置离地面的距离增加对其精确度的要求反而下降.反过来说要使控制精确度的要求低一些,则可使加速段推迟一些,即离地表面远一些,也就是在地球引力场以外还要加速.这与前面第五章、第六章所讲的就发生了矛盾,即从飞船动

力系統及結構来看,希望加速段离地表面越近越好,尽可能的使噴气排在势能低的地方,这样能量的消耗就較經濟,故最好是一次加足能量就飞出,但是这样来安排使其控制的精确度就相当高。所以从动力及結構上考虑来选择軌道和从控制的精确度来选择軌道是存在着矛盾的。在实际的工作中,必須从总体的概念出发,考虑到各方面能做到的最大可能性,来綜合平衡各种因素,最后决定出所采用的方案,也就是总效果較好的方案。

最后我們再举一个例子,即发射各种月球火箭所要求的精确度。如火箭加速終了时的速度約为 11 公里/秒,对于不同发射目的控制精度的要求,可參看表 8.1。

表 8.1

发 射 目 的	允許的速度誤差 (米/秒)	速度向量誤差 (分)	备 注
打中月球、誤差小于月球的半径	± 25	30'	要求可以实现
打中月球的中心、誤差不超过 400 公里	± 3	1.5'	要求可以实现
繞过月球而且回到地球附近指定的地区、 誤差不超过 1600 公里	± 0.076	1.8'	精度要求太高,根据目前的技术水平还不可能达到。

§ 8.4 控制的概率

实际上誤差的問題还不单是速度誤差和角度誤差問題,在一般情况下,把軌道可作有三个自由度的質点运动来看,整个飞行軌道被加速終了时的位置和速度所决定。对于直角坐标,加速段終了时的位置用 (x_1, y_1, z_1) 表示;加速段終了时的速度用 $(\dot{x}_1, \dot{y}_1, \dot{z}_1)$ 表示。而 δx_1 为停机(即加速終了)时 x_1 坐标的誤差; δy_1 为停机时 y_1 坐标的誤差; δz_1 为停机时 z_1 坐标的誤差。 $\delta \dot{x}_1$ 为停机时 x 向分速度的誤差; $\delta \dot{y}_1$ 为停机时 y 向分速度的誤差; $\delta \dot{z}_1$ 为停机时 z 向分速度的誤差。如果到达目的地时的最大容許誤差是 M ,那么对一个不动的目的,可以把誤差极限写作

$$M \geq |\pm A\delta x_1 \pm B\delta y_1 \pm C\delta z_1 \pm D\delta \dot{x}_1 \pm E\delta \dot{y}_1 \pm F\delta \dot{z}_1|. \quad (8.23)$$

对于一个动的目标,我們还得把由于发射時間的誤差 δt 考虑进去。因此可以把誤差极限写作:

$$M \geq |\pm A\delta x_1 \pm B\delta y_1 \pm C\delta z_1 \pm D\delta \dot{x}_1 \pm E\delta \dot{y}_1 \pm F\delta \dot{z}_1 \pm G\delta t|. \quad (8.24)$$

这两个公式中的 A, B, C, D, E, F, G 都是常数,它們是从自由飞行的动力学計算中得到的。公式(8.23)或公式(8.24)就形成了对不动目标的六度空間坐标系統

$(\delta x_1, \delta y_1, \delta z_1, \delta \dot{x}_1, \delta \dot{y}_1, \delta \dot{z}_1)$ 中的多面体, 或者对动目标的七度空間坐标系統 $(\delta x_1, \delta y_1, \delta z_1, \delta \dot{x}_1, \delta \dot{y}_1, \delta \dot{z}_1, \delta t_1)$ 中的多面体. 这些多面体都是以坐标的原点为中心的, 而且也对原点形成对称. 这些空間中任何一个点都代表加速段終了时的誤差情况. 我們的目的是使設計的制导系統, 当控制到停机点时, 代表誤差的点不超出以上所形成的多面体的范围.

但是加速段終了时的誤差情况是具有統計性質的, 我們不能說誤差一定是多大, 我們只能說誤差具有某种概率分布, 以不动目标为例, 其分布函数是 $P[\delta x_1, \delta y_1, \delta z_1, \delta \dot{x}_1, \delta \dot{y}_1, \delta \dot{z}_1]$. P 分布函数的意义是:

$$P[\delta x_1, \delta y_1, \delta z_1, \delta \dot{x}_1, \delta \dot{y}_1, \delta \dot{z}_1] d(\delta x_1) d(\delta y_1) d(\delta z_1) d(\delta \dot{x}_1) d(\delta \dot{y}_1) d(\delta \dot{z}_1),$$

使誤差落在 δx_1 到 $\delta x_1 + d(\delta x_1)$ 、 δy_1 到 $\delta y_1 + d(\delta y_1)$ 、 δz_1 到 $\delta z_1 + d(\delta z_1)$ 、 $\delta \dot{x}_1$ 到 $\delta \dot{x}_1 + d(\delta \dot{x}_1)$ 、 $\delta \dot{y}_1$ 到 $\delta \dot{y}_1 + d(\delta \dot{y}_1)$ 、 $\delta \dot{z}_1$ 到 $\delta \dot{z}_1 + d(\delta \dot{z}_1)$ 范围内的概率. 由此也就知道, 如果把一切情况都包括在內, 概率是 1, 即

$$\int_{-\infty}^{\infty} d(\delta x_1) \int_{-\infty}^{\infty} d(\delta y_1) \int_{-\infty}^{\infty} d(\delta z_1) \int_{-\infty}^{\infty} d(\delta \dot{x}_1) \int_{-\infty}^{\infty} d(\delta \dot{y}_1) \int_{-\infty}^{\infty} d(\delta \dot{z}_1) = 1. \quad (8.25)$$

这样我們就能把制导系統的精度問題更具体化. 我們可以把概率分布函数 P 在上述多面体范围内进行积分, 所得到的积分值一定比 1 小, 因为这只代表誤差落在多面体范围内的情况, 不是全部情况. 但也就是这样分布函数在多面体内的积分值代表誤差落在多面体内的概率, 也就是发射成功的概率. 具体來說如果总的积分值为 0.9 时, 即有 90% 的可能性这控制系統不超出允許的誤差范围, 也就是說完成任务的概率为 90%. 另外, 概率值是針對很多个現象的客觀性質而言, 不是針對某些少数和个别的現象而論. 若概率为 90% 其含义是指重复地放很多很多个飞船, 有 90% 的成功可能性, 而不是放 10 次飞船准有 9 次会成功. 但概率越高其成功的可能性就越大. 故我們要从各方面想办法来使控制系統的概率提高, 这是我們工作的原則.

一般的情况是空間位置的影响較小, A, B, C 的数值也較小, 甚至空間位置所引起的誤差小到可以被忽略. 主要是速度誤差的影响. 这可以使处理問題較簡化.

至于概率分布函数本身的性質, 我們可以說在一般情况下, 概率分布是正則分布, 即如果光考虑 $\delta \dot{x}_1$ 的效果, 不考虑同时有其他誤差存在, 那么 $P = \frac{1}{\sigma_1 \sqrt{2\pi}} e^{-\frac{1}{2} \left(\frac{\delta \dot{x}_1}{\sigma_1} \right)^2}$. 但是問題的复杂性在于我們必需同时考虑多种誤差; 而一般來說, 誤差都是由于一个制导系統所造成的, 也就是由于制导系統中元件及部件本身性能上的限制所造成的, 因此几种誤差之間有关联. 例如 $\delta \dot{x}_1$ 及 $\delta \dot{y}_1$ 誤差之中的一部分都由于某一个加速度表的誤差所造成的, 那么 $\delta \dot{x}_1$ 和 $\delta \dot{y}_1$ 之間就有关联. 但在这里, 我們为了說明原理, 可

以暫時不管这个关联,我們认为每一个誤差的发生是独立的,不互相牵制,那么概率分布函数 P 为(对于不动目标)

$$P = \frac{e^{-\frac{1}{2}\left\{\left(\frac{\delta x_1}{\sigma_1}\right)^2 + \left(\frac{\delta y_1}{\sigma_2}\right)^2 + \left(\frac{\delta z_1}{\sigma_3}\right)^2 + \left(\frac{\delta \dot{x}_1}{\sigma_4}\right)^2 + \left(\frac{\delta \dot{y}_1}{\sigma_5}\right)^2 + \left(\frac{\delta \dot{z}_1}{\sigma_6}\right)^2\right\}}}{(\sqrt{2\pi})^6 \sigma_1 \sigma_2 \sigma_3 \sigma_4 \sigma_5 \sigma_6} \quad (8.26)$$

而其中 $\sigma_1, \sigma_2, \sigma_3, \sigma_4, \sigma_5, \sigma_6$ 为常数,是制导系統的各项誤差的均方誤差。均方誤差是制导系統精确度的表現。精度越高,均方誤差的数值就越小。精度越小,均方誤差的数值就越大。把公式(8.26)在公式(8.23)所規定的区域内进行积分,我們將得到发射成功的概率 P 为

$$P(M) = \frac{1}{\sqrt{2\pi}\sigma} \int_{-M}^M e^{-\frac{1}{2}\left(\frac{\eta}{\sigma}\right)^2} d\eta. \quad (8.27)$$

而其中 σ 为发射总系統的均方誤差,其計算公式为

$$\sigma = \sqrt{A^2\sigma_1^2 + B^2\sigma_2^2 + C^2\sigma_3^2 + D^2\sigma_4^2 + E^2\sigma_5^2 + F^2\sigma_6^2}. \quad (8.28)$$

(8.27) 式的积分数值可以在一般的数学表册中查到。如果所得到的概率 P 值小,不能达到控制的要求,这时可以减小均方誤差 $\sigma_1, \sigma_2, \dots, \sigma_6$ 的数值,使 σ 减小,来达到較高的概率值。故总的說来,从軌道的分析可以得到軌道誤差的范围,提給制导系統的設計者作为一个基本資料;根据这个基本資料和制导系統的誤差概率,可以算出航行成功的概率。如果航行成功的概率太低,那就要求制导系統設計者改进設計,提高制导系統的精度。

§ 8.5 星际航行的制导問題

大家知道,在星际航行中,初发射时如果产生了无論是速度或是方向上微小的誤差,那么,經過长距离的航行之后,所引起的不良后果确是十分巨大的。因此,单靠提高发射时的精确度来达到目的是十分困难的,这个情况在 § 8.3 中已經看得很明白。所以对真正到其他行星去旅行來說,更实际而可靠的方法是采用多段控制的导航办法,使在整个飞行过程各阶段中,能相应不断地对飞船所产生的軌道飞行誤差进行修正,以提高航行准确度。

一般星际航行可以分为三个飞行阶段:发射阶段,是指飞船从地面发射起到进入星际航行軌道为止的过程;接着就是第二阶段——自由飞行阶段,这时飞船进入星际航道靠慣性作用沿預定航道飞向目标(行星);当飞船进入行星区域时则为第三阶段,这就是飞船要在这个阶段里完成使自己成为行星的卫星或在行星上降落的任务。所以,人們針对这三个不同的阶段,把整个飞行过程的制导也相应地分成了:初制导(发

射控制),中制导(中途控制)和末制导(終点控制)三个部分.

初 制 导

发射控制的目的在于把星际飞船准确地送上星际航行軌道. 由于所采取的发射方法不同,因而控制过程及精度的要求也有所不同. 首先,我們討論运载火箭从地面起飞进入卫星軌道,或由地面起飞直接到月球或进入人造行星軌道. 这种发射过程的精度要求一般不很高,約万分之一即可滿足. 因为这种人造卫星和月球火箭离地球較近,故最終所产生的誤差不会太大. 对人造行星而言,虽然离地球較远,但由于只需要将它发射出地球引力場繞太阳轉,而沒有达到具体目标的要求,所以精度要求也不太高. 这类火箭的发射控制需要最后一級具有制导系統,以准确地控制火箭在进入軌道时的速度和方向. 这里应当指出,这种发射过程一般采用无綫电系統控制. 但是如果当最后一級飞行距离已經超出本国領土的无綫电控制范围时,則需要在最后一級上使用慣性或半自动程序机构作为制导系統,使火箭自动地正确地进入軌道.

其次,采取从地面先发射一人造卫星,然后再从卫星上发射运载火箭把飞船送入星际航道或其他軌道. 采用这种发射方法实际上提高了初制导过程的精确度. 因为采用前一方法直接发射时,火箭的整个初制导过程(即发射过程)比較短,只有几分鐘,而参数变化又很快; 因此,对一些参数来不及測定,产生的微小誤差也无法修正. 而后一种办法,当发射的卫星在軌道上运行时,我們就有時間将卫星的軌道参数測得很准,而且这些参数变化得十分慢,可以給予充分的时间(几小时以上)来进行精确計算和分析. 因此,能够精确地定出从卫星上发射运载火箭的时间 and 方位. 这样就修正了从地面发射到卫星軌道一个阶段所产生的偏差,从而提高了发射精确度. 从卫星上发射出的运载火箭,在飞船进入星际航行軌道前,自然还需要进行精确控制. 这阶段的控制实际上和从地面发射卫星的控制相同.

从卫星軌道上发射星际飞船或行星火箭的办法在第七章中已經提到了,它比直接从表面发射要多耗費能量. 但是,这种办法可以提高发射精确度,故在所用能源可能达到这样大动力的情况下,往往采取多費些能量来满足精确度的要求. 苏联 1961 年 2 月 12 日所发射的考察金星的宇宙火箭就是从重型人造卫星上发射的.

中 制 导

火箭或星际飞船的自由飞行段比起飞或最終阶段都要漫长得多. 因此,在这一阶段中可以有足够的时间来測定、計算和調整飞船的速度及方位,从而修正飞行軌道. 这种航行与航海和航空有所类似,可以采取类似的导航原理和过程. 这种导航对于载人的行星际飞船比較适合,精度要求也可低些,因为有时間来对軌道进行多次

修正。这种制导系統即所謂天文导航,以星象位置来确定飞船的方位(如用太阳和另外一个或多个星作为基准)。当测出飞船的方位偏离軌道时,就可以用低推力火箭来調整軌道。对于无人駕駛的飞船則必須采取完全自动的机上制导和地面无綫电制导系統来控制航行。在中制导过程中也可以用雷达、太阳及星光的多普勒(Doppler)效应来測定飞船的速度,特别是利用太阳光的多普勒效应是比較现实可行的。有人分析过,用現有的光学設備,如果測量時間为 100 秒,則精度可达 1 米/秒。多普勒效应实际上就是物体相对于太阳运动过程中,所测出的太阳光的頻率与靜止时所测出的頻率不同,从而可测得物体相对于太阳的运动速度。其原理如下:

設 λ_1 为无相对运动时的頻率; λ_2 为相对光源运动时所测出的頻率(当远离光源时测出頻率是降低的,反之是增高的); v 为光源相对运动的速度; c 为光速。那么两頻率之差,即所謂多普勒頻移为

$$\Delta\lambda = \lambda_1 - \lambda_2 = \frac{v\lambda_1}{c}. \quad (8.29)$$

当我们测出飞船相对于太阳运动的 $\Delta\lambda$ 时,即太阳光的某一譜綫对其本来标准位置的移动,我們就可以計算出飞船的飞行速度 v ,

$$v = c \frac{\Delta\lambda}{\lambda_1}. \quad (8.30)$$

末 制 导

当飞船到行星引力場附近时,即进入了行星地区。从这时起对飞船的控制要求与中制导过程又有很大区别了。首先,从进入行星区域到在行星或行星的卫星上降落,其整个过程和发射阶段一样,是十分短促的。因而不可能有很多的时间来进行測量和修正軌道。其次,这时要求控制的准确度必須很高,否則飞船就飞过了行星而成太阳行星,或者因控制不好,而以过大的速度墜落到行星上去,使整个飞船損毀。显然,如沒有精确、及时的測量,控制系統是不可能完成这项复杂而精确的任务。同时,大家都知道,从地球到行星的距离是相当远的。就拿从地球向最近的行星发射飞船,当飞船到达行星地区时,它与地球的距离就可以有 1.5 亿公里左右,如果我們仍采用地面的无綫电控制来导航是行不通的。因为距离这样远,即是以光速前进的无綫电訊号,往返飞船与地球之間也得 1000 秒鐘之久,这当然就不可能及时地修正飞船所产生的偏差。其次,离这样远对行星及飞船和太阳系的一些其他参数,如行星直径等,也还不能测得很准;因此,以不准的数据来在地面上計算修正量,也是靠不住的。目前看来还只能采用有人駕駛的星际飞船或采用在飞行器上直接測量的完全自动化操縱,才能

解决末制导的問題,才有可能到达行星地区。显然,末制导过程在星际航行中是一个十分重要的过程,人們要想去其他行星旅行,这是一个必須突破的关键。

末制导过程就是对飞船接近行星时的軌道进行测定和控制。一般提出了下列几

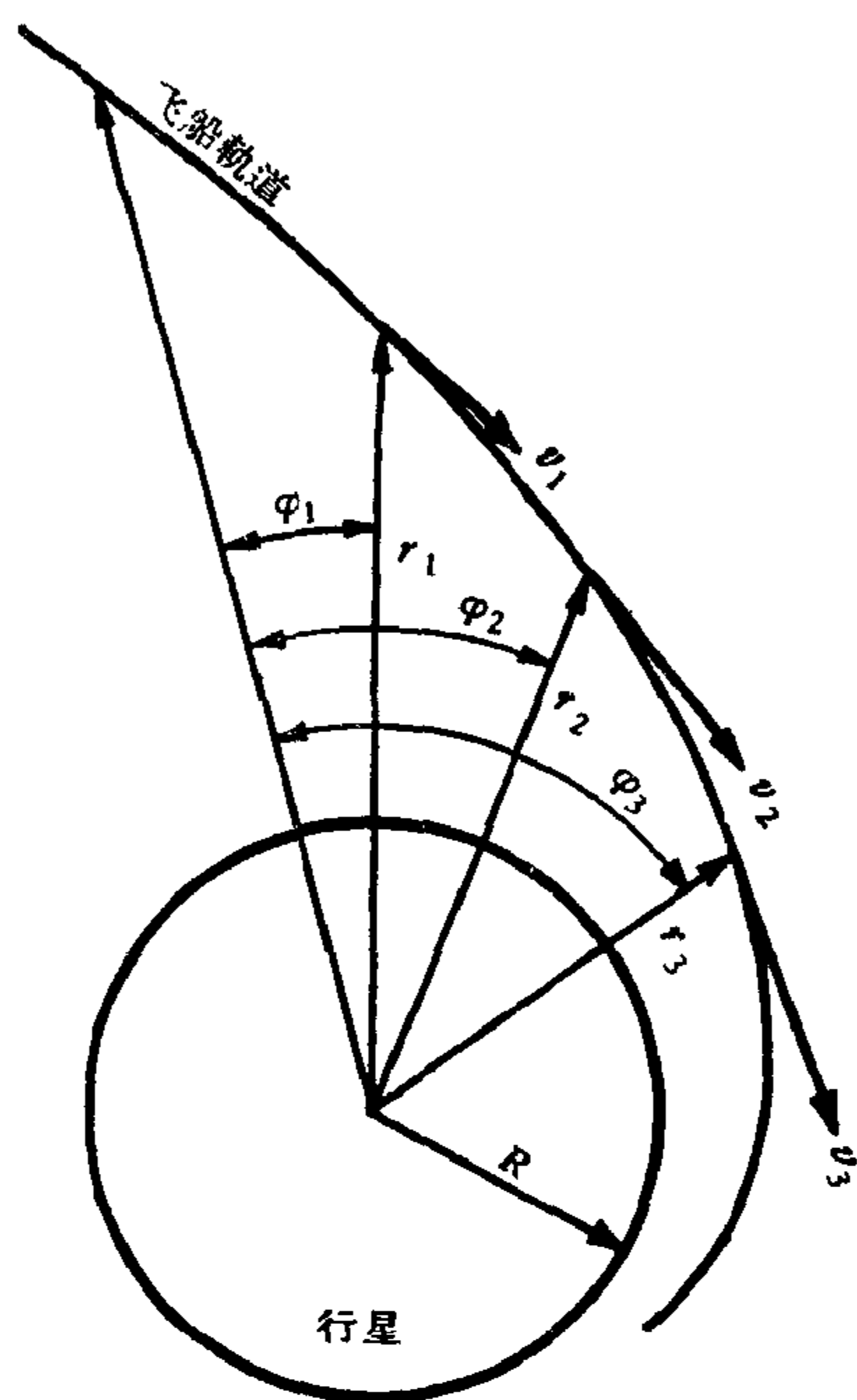


图 8.3 飞船接近行星区

种办法。設 r 为飞船与星心的距离; \dot{r} 为 r 对时间的微分,也就是距离速度; $\dot{\theta}$ 为飞船对星心极坐标的角速度; φ 为飞船繞星的角度; $\Delta\tau$ 为两次軌道参数测定的准确時間間隔(見图 8.3)。

(1) 測定飞船相对于星心的距离 r , 飞行速度 \dot{r} 和角速度 $\dot{\theta}$ 。对 r 一般采用雷达測得; \dot{r} 用无綫电波的多普勒頻移測定; $\dot{\theta}$ 則用平台(陀螺仪)測定,以确定飞船飞行的方向。当这些参数确定后就可以定出飞行的軌道,与預定軌道进行比較即可对飞船进行軌道修正。这种方法主要問題是 $\dot{\theta}$ 不能測得十分准确,因为陀螺仪本身在目前的技术条件下还不可能达到更高的精度。因此,要求整个制导系統达到很高的精度还有困难。

(2) 測定 r_1, \dot{r}_1 及 r_2, \dot{r}_2 。当飞船接近行星时,它的飞行速度是很高的,因此飞船飞向行星的軌道是双曲綫軌道。如果我們測得飞船的速度和与星面的距离,那么,就可以确定飞船的軌道,从而断定飞船的位置和运行方向。 r 和 \dot{r} 同样是利用雷达与无綫电測得。这个方法的缺点是不能直接定軌道在空間的方位。

(3) 測定 $r_1, \varphi_1; r_2, \varphi_2; r_3, \varphi_3$ 。对于距离可用雷达測定,繞行星的角度可利用观星的办法測得。当我們測得三組数据后,通过电子計算机計算即可得出飞船的速度和方位。

(4) 測定 $r_1, r_2; \varphi_1, \varphi_2; \Delta t$, 即是測定 t_1 及 t_2 两个准确时刻飞船与星面的距离和繞过行星的角度。这样即可准确地算出飞船的速度和方位。 r 和 φ 的測定用雷达和观星法,時間則用飞船上的精密記时系統記錄測得。

目前看来,具体采用那一种測量和导航方案还需要进一步研究。要根据飞船任务的要求、精确度、雷达功率、无綫电电源和重量等要求而定。但一般認為第三种方法精确度較差,因为測得的三組数据在計算过程中出現一次差分及二次差分,其

中由于二次差分的误差累积较大,因此影响了制导精确度。

有人建议,把第四种方案的雷达测定改为光学测定,即测定由飞船上所看到的行星的大小,来确定飞船所处的 r ,用行星附近背景星象上的两个星与行星位置来确定 φ 。这种测定和导航方法可以使最后引起的误差在几十公里以下。因此,这个办法看来是比较准确而又较现实的。

§ 8.6 运载火箭的制导系统,初制导系统

初制导系统,也就是发射中的运载火箭制导系统,现在发展得比较完善,我们将在这一节及下一节中讨论这个问题。

运载火箭的制导工作可以由它内部的设备和机外的地面基地设备来执行。两者之间的联系用无线电,即用无线电把修正飞行误差的指令送到飞船上去。图 8.4 是一个典型的无线电制导系统原理示意图。当飞船飞行受到干扰时,地面的无线电设备即可测得飞船轨道参数(速度、方位)的变化,无线电制导系统通过计算、比较,再向飞船发出控制和调整的指令。调整无线电制导系统可以分为三个主要部分。

(1) 测量系统(地面): 这种系统必须能精确测量坐标系统中飞船的位置与速度(用雷达和用多普勒原理的无线电测定系统),测量系统将测得的数据通过讯号线路输送给计算机。

(2) 计算系统: 主要部分是电子计算机,它将来自测量系统的数据进行迅速而准确的计算,并且及时地与预先计算的轨道进行比较,确定通向机上控制系统的无线电讯号,以便机上系统去对飞船的轨道进行修正。而它也负有在适当时候通过计算,确定发出推力终止的讯号,使机上发动机熄火的任务。由于要求整个过程进行得十分

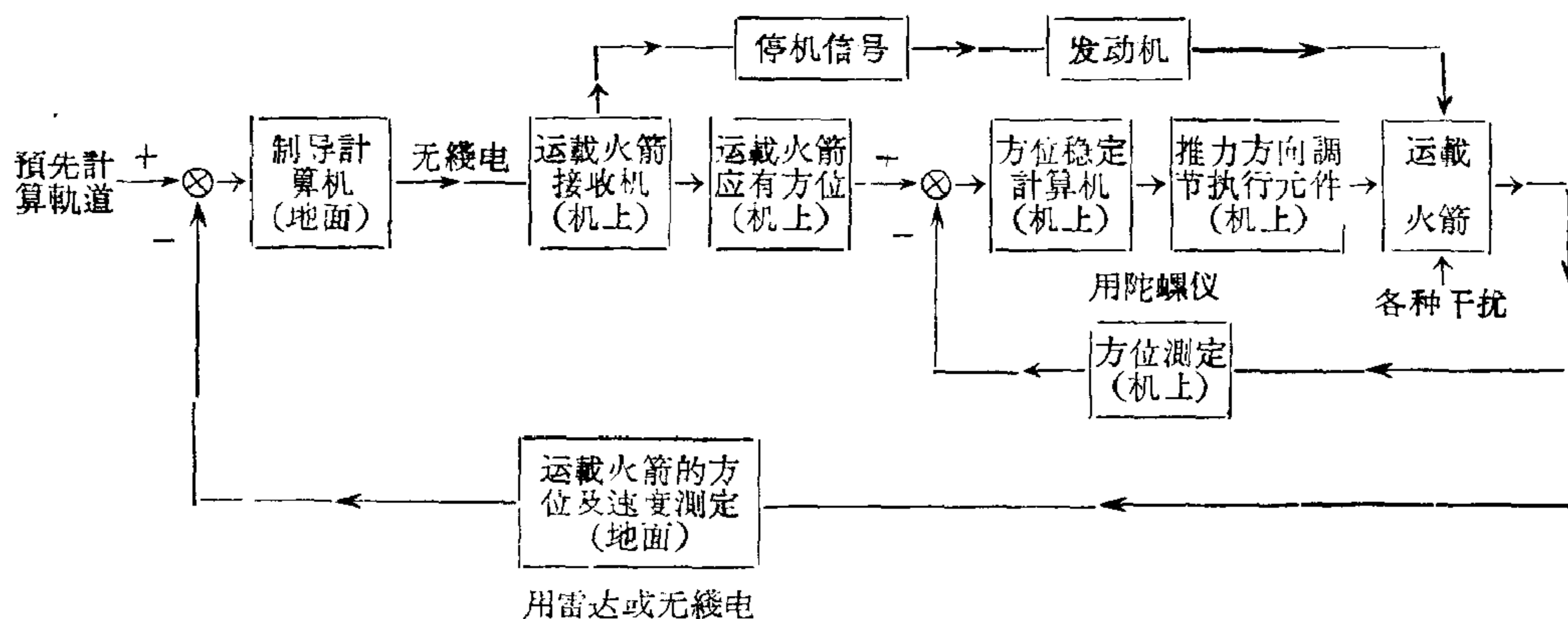


图 8.4 无线电制导系统方块图

快而准确可靠,因此对于电子计算机的要求也是很高的。首先是要求它有足够的计算速度(一般要求每秒计算几十万次),其次是要具有高度的可靠性,这样才能保证在发射运载火箭的控制期间,计算不致发生错误。不然,即便是测量和控制系统十分良好,也会因计算错误而造成整个发射工作的失败。现在发射用的计算机大约要平均正常运转 1,000 小时不出差错,也就是两次差错之间的正常运转时间为 1,000 小时。

(3) 控制系统(或自动驾驶仪):它是接受地面计算机发出的无线电讯号,然后与机上方位测定仪测得的数据进行比较,通知执行机构对火箭推力方向进行控制,使火箭的飞行轨道得到修正。

无线电制导系统的主要问题是设计并制造出火箭位置及速度的精确测量系统。我们可以只测位置,然后在计算机中进行对时间的微分,得到速度;也可以只测速度,在计算机中对时间积分,得到位置;也可以同时测位置,测速度。一般地说前两种方法容易引入误差,没有第三种方法准。测速度一般用多普勒频移。测位置可以用雷达,也可以用测电磁波的相位。

除了上述的无线电制导系统外,也还有惯性系统,它是利用测量加速度及其积分的方法来判定飞船的速度和方位。这种惯性系统本身包括几个加速度表,它们分别恒定地保持预先选定的方位,不受飞船运动的影响。用来保持加速度表以恒定方位的是陀螺平台。陀螺平台是由高速旋转的陀螺转子,固定在万向架上组成,架上的加速度表测出的加速度,经过反馈系统反过来修正平台的偏移,从而保持恒定方位。惯性系统的测定原理是利用加速度表测得该方向上飞船加速度进行积分;一次积分得出飞船的飞行速度,二次积分则得出方位,这样就可以定出飞行轨道。如果测得和计算的结果与正确的轨道发生偏差时,惯性系统即可发出指令,通知执行机构进行控制和调节。惯性制导系统的主要特点是它的整个制导系统是在机体上,除惯性测量系统外还包括有计算系统和控制系统执行机构(而对无线电制导系统则最复杂部分在地面上)。因此这是一套完全自备式的导航控制系统。惯性系统的加速度表及陀螺仪的精度由于现代技术的限制还不可能达到十分高的水平,所以这个系统的测量控制精度都较无线电制导系统差些。

§ 8.7 制导系统的設計

制导系统的設計也是有阶段性的,我們在这里介绍每个阶段中的主要内容和工作方法。

方案比較

制导系統的設計是根据結構总体設計所确定的方案，对控制和导航部分提出的要求进行具体工作。這項設計工作首先也必須进行多方案比較；依据整个运载火箭及飞船的任务要求，所需达到的精确度，控制內容，以及現有設備、經驗和科学研究的新成就，而提出若干种可能的方案，由制导系統总体設計单位来选择；最后提出两、三个比較好，又較现实的方案，以供下一步定案作依据。

定案及初步設計

上面所得出的几个比較好的方案，还只是一个初步的原則性的方案，并没有进行很詳細的研究、分析和計算，定案和初步設計工作就是要来具体解决这一問題。這項工作是要将各方案中的各部件、元件进行精确度的計算。經過反复計算、比較和平衡，就可确定这几个方案所能达到的精确度。当計算出方案的精确度之后，就可以开始考虑各个系統、部件、元件的精度分布問題。这一步工作也是要进行多方案比較，因为总的精度要求已經确定了，不能降低，只能采取改进部件和零件的設計精度，并使它們之間的精度分布得更合理，从而使整个方案最后达到总的精度要求。这一步工作是需要利用电子計算机进行多次計算和比較，才能最終提出一个可以满足制导要求的制导系統。当这步工作完成时，制导系統总体設計部門也就可以提出各部分、各部件的精度要求。但这时还必須再与各个部件系統設計部門共同磋商，以最后求得既保證总的精度要求，而各个設計部分只要通过一定努力也能完成总体設計部門所提出来的設計任务。这时整个初步設計就完成了，而設計的方案也就最后确定。

技术設計

各个部分、部件設計部門，从制导系統总体設計部門接受了具体任务和設計要求之后，即可展开具体的部件、元件和綫路系統的設計和实验工作，这就是所謂技术設計阶段。各部分进行計算和設計后就可进行元件制造、試驗和部件或部分系統的安装工作。其后对这些部分进行各种試驗，以检查和鉴定元件、部分和分系統的性能、精确度等是否合乎要求，工作是否可靠。这也是一次反复設計、安装、試驗和修改的过程，而試驗設備及試驗过程也都是十分复杂而精細的。經過这一阶段的細心工作之后，各部門就可以拿出一套成功的精确度达到总体設計要求的部件或分系統。

与此同时，制导系統总体設計部門的主要工作是根据整个方案所确定的設備、部件、流程的要求，建立一套总体試驗設備。这套設備包括整个系統要求的綫路、电源和輔助設備等。在各部門的成品還沒完工之前，总体設計部門就开始利用适当的电子計算机来代替系統上将要用的新設計的电子計算机。其他部分則采用模拟机来代替組成整套制导系統的各个系統、部件，利用模拟訊号和条件进行系統的調整和实验，并

对不合理的地方加以修改。当真实部件或电子计算机生产出来,并可提供使用时,则用这些部件或分系统逐步代替相应的模拟机,再反复进行试验调整和修改。最后一直到所有能用实物的地方的模拟机,都逐渐被真正的相应的部分替换后,整个系统就变成和真正飞行时的系统(应指出的是运载火箭本身还只能是模拟的)一样。这样再继续对整个制导系统的地面试验,修改不合理的地方,排出故障,提高精确度和可靠程度。当经过若干次试验后,证明制导精度完全满足了整个运载火箭所提出的要求,工作可靠性也达到了应有的程度,则技术设计工作就全部完成。

环境试验

整个技术设计工作的完成,也只是说整个系统在静止的稳定的环境条件下能正常工作,初步满足了总体设计的要求。但是,在不同的环境条件下是否也能正确、精密地完成它的制导任务还是一个問題。因此,环境试验是对整个制导系统的一次十分必要的考验。试验是模拟了不同的环境温度、湿度和振动等条件,鉴定整个系统在这些条件下是否还能保证总体设计的要求。由于有了以前的精细的设计和试验过程,这一阶段试验所出现的问题不会太大,一般作一些局部设计的修改就行了。

经过适当的修改和调整之后即可得出一套可供运载火箭使用的制导系统,送交运载火箭的总装车间,在总体结构设计师的领导下和其他部门的配合下进行运载火箭的总装。总装完成之后,即可按照第四章所讲的火箭总装后的各个试验步骤进行工作。

最后,值得指出的是制导系统的设计不同于结构和发动机设计,对后两种设计除了要相应地进行一系列实验外,相当大一部分工作是要靠理论计算和理论设计来解决;因为这些设计可以利用现有的理论来解决。而对制导系统则不然,它的很多问题还不能利用理论计算和设计来解决,因目前已有的计算和设计理论还不成熟,故这部分设计工作实际上大部分是具体试验工作,在模拟计算机同电子计算机上作试验,通过实践来反复修正设计。因此,只有经过若干次试验才能得出一套真正的部件或系统。对于运载火箭的制导系统在沒有正式飞行以前,在地面已经进行了数以千计的“试射”工作。同时也可以看出制导系统的计算工作是十分繁多而要求也很高的,不但需要各种各样的模拟计算机,而且还需要同一台大型电子数值计算机联合起来形成一个庞大的复杂的计算机系统。因此,要进行这套系统的设计沒有近代的计算技术是不能设想的,所以,近代计算技术是设计星际航行制导系统的先决条件。

第九章 星际航行中的通訊問題

§ 9.1 星际航行中通訊工作的重要意义

大家知道,星际飞船即便是在太阳系的各行星之間飞行,也比在地面上的任何航行的距离都远得多,因而通訊問題也就更加困难、复杂而重要。因为飞船在航行过程中要不断地与地球上的基地联系,以便确定自己的方位和速度,听取地面基地的指令和把測得的数据和收集到的資料及时而准确地送回基地。同时飞船在太空航道中有时也会出現各种故障,这时也需要及时地与地球取得联系,以便校正、检查和排除故障,地面上也可根据具体情况采取有效措施。星际航行中一旦发生問題,其后果要比地球上任何航行时严重得多;如果不能与地面保持可靠的联系,采取有效措施,那么,就有可能永远回不了地球。因此,星际航行中的通訊工作显得特別重要。

出了地球大气层后,太空中就变得近乎于绝对真空了,以一般速度飞行的星际飞船在飞行中不会受到什么阻力。但是,在这浩茫无际的太空中却充满着各种频率和強度的电磁波。这些无規則的电磁波形成噪声,对通訊用的电磁波有干扰,影响星际航行的通訊工作。目前一般地面上的无綫电通訊已經发展到很高的水平,其通訊量是很巨大的;自然也有各种各样的干扰,但是通訊距离很短,更重要的是無論发送或接收設備都在地面上,不受設備重量、能源以及其他一些問題的限制,而且可以适当地解决。然而这些問題却正是星际航行通訊的大問題。随着星际航行的要求和通訊內容的要求不同,因而对通訊能力、准确程度、能源及設備的尺寸和重量的要求也不同。显然通訊距离越远,內容越复杂,則要求越高,其設備的重量也越大,而設備的重量还必須受到飞船重量的限制。因此,这套通訊設備要比一般地面通訊設備要求高。表 9.1 例举了苏联在所发射的人造卫星和宇宙火箭所采用的一些通訊設備。以使我们更清楚地看到,随着星际航行的发展,其通訊設備也相应地更加复杂而重要。可以看出,金星火箭的通訊系統要比表中其他各个通訊系統复杂,因为飞行的距离远,要求也高;計劃要在离开地球 7,000 万公里远还可以接收到訊号。因此,火箭上带有相当重的通訊电子設備、电源、抛物面定向天綫和鞭状天綫,以供接收和发送无綫电波。不仅如此,地面上也相应地配备有庞大而复杂的发送和接收天綫及无綫电設備和輔助設備,来与飞船取得密切联系,共同完成通訊任务。

表 9.1 苏联在星际航行中所用的通訊設備

	发 射 頻 率 (兆赫)	发射功率 (瓦)	天 綫	电 源	科学仪器及 能源重量 (公斤)
第 一 个 人造卫星	1)40.002 2)20.005 } 交替0.3秒	1	1)2.4米鞭状天綫 4 根 2)2.9米鞭状天綫 4 根	化学电池	
第 二 个 人造卫星	1)40.002 2)20.005 } 交替0.3秒	1	1)2.4米鞭状天綫 4 根 2)2.9米鞭状天綫 4 根	化学电池	
第 三 个 人造卫星	20.005 (两套,一套备用)	1/4	1)鞭状天綫 2)管状天綫	1)化学电池 2)太阳能电池	968
第一宇宙火箭	1)19.997 } 最后一級 2)19.995 } 3)19.993 容器 4)183.6 軌道測量		1)—— 2)—— 3)四根天綫	1)銀鋅电池 2)氧汞电池	361.3
第二宇宙火箭	1)20.003; 19.997 交 替 0.8—1.5 秒;最 后一級无綫电觀測 2)19.993; 39.986 交 替 0.2—0.8 秒 脉 冲, 脉冲頻率 1± 0.15赫;在容器中, 发送科学資料 3)183.6 軌道測量			化学电池	392
第三宇宙火箭	1)39.986; 交替 0.2— 0.8 秒脉冲, 脉冲頻 率 1±0.15赫 2)183.6; 軌道測量		四根天綫	1)化学电池 2)太阳能电池, 每天发报2— 4小时	最后一級仪器及 能源重156.5 行 星 际 站 重 278.5 总重 435
卫星式太空飞 船«东方号»	1)15.765 } 电话 2)20.006 } 3)143.625 }		天綫同时能收发		
金星火箭	992.8		1)直径为 2 米抛物面 天綫 (在接近金星 时才张开) 2)2.4米鞭状天綫		火箭重643.2

除了无綫电通訊系統的天綫及电子設備外,系統所用能源也是一个十分重要的問題。当然,地面設備所用的电源,無論是在功率上或是在种类上都容易解决,而在飞船上通訊用的电源則不但要考虑到电源供給能量的大小和种类,而且还必須考虑到电源本身的重量。根据这些要求来看,目前飞船上常用的电源是化学能电源和太阳能电源,将来也可以采取很有希望的核裂变,即原子能源来供給电能。从表 9.1 可知,凡是要求无綫电通訊系統工作時間短(两日以下)的情况下多采用化学电池作为电源,因为化学电池所能貯备的能量受电池重量限制,工作時間过长則重量就会变得很大。因为太阳光的能量可以不断地通过太阳能电池轉換而得,所以工作時間較长时則采用太阳能电池。只要有相应于通訊系統所需电能大小的設備,就可以长期取得能量。

因此,太阳能电池的重量只与功率大小有关而与工作时间长短无关。如果将来要远离太阳到太阳系的外圈行星去作星际航行,由于那里的阳光太弱,那么,太阳能电池也将为别的形式能源所代替。关于电源问题将在第十三章中再详细地阐述。

§ 9.2 星际航行中通讯系统的有效功率

星际航行的通讯系统是由飞船上的无线电接收和发送系统与地面上的发送和接收系统组成的。要想在离地球很远的地方和地球取得可靠的联系,最重要的就是无线电系统要具有足够的发送能力和接收能力。这不单是要求有足够大的能源,而且也要求无线电设备具有高的电磁波的发送和接收效率。这里所指的发送能力就是指设备的发送功率。不难理解,在一定条件下增加发送功率就可以增加通讯量和通讯距离,也就意味着要用较大的能源,更大、更重的设备,以及更重、更复杂的温度控制设备。这一切都导致飞船的负载重量大大地

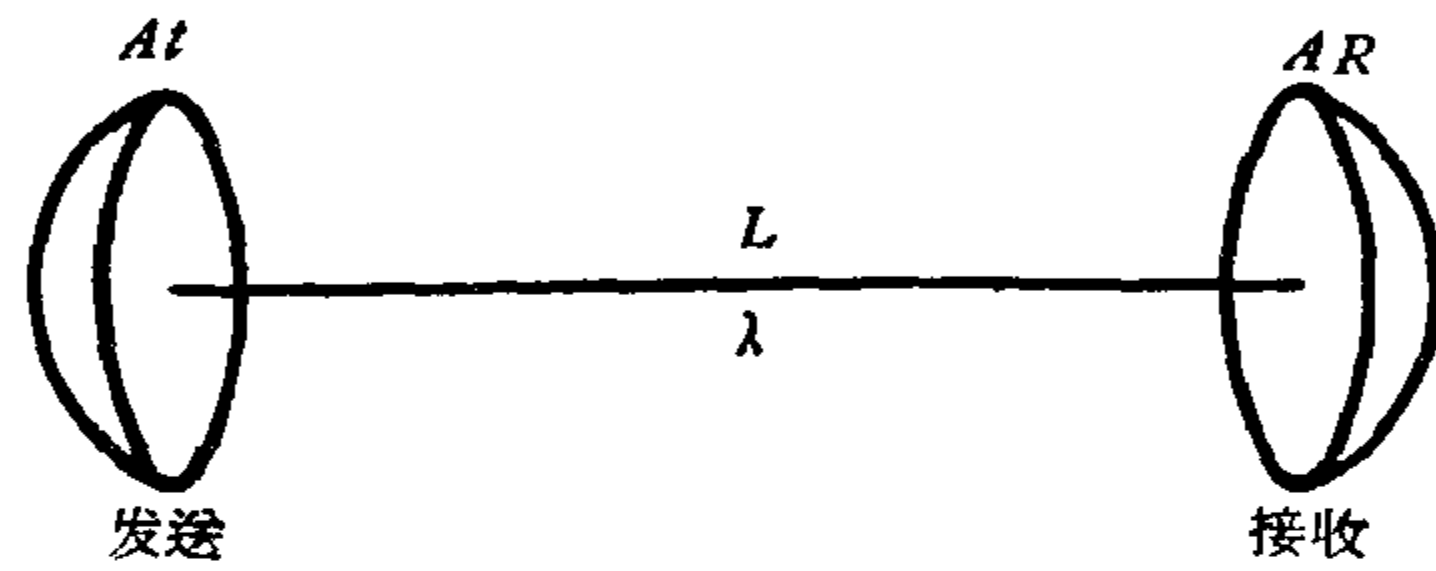


图 9.1 通讯系统

增加。因此,当设计无线电通讯系统时,就必须在保证不超出允许运载重量的情况下,去选取高效率能源,改进设备的效率,从而减轻每发送单位功率所需的设备重量,增大总的发送功率和有效功率。

如果 P_R 是接收机从天线所接收到的功率; η_R 是天线接收后把它变成电讯号的效率; P_T 是发送的讯号功率; η_T 是天线把讯号变为电磁波的发出效率。因此,可以得出天线发送出的有效功率为 $P_T \eta_T$; 而天线接收到的有效功率为 P_R / η_R 。又令,发送与接收天线间的距离为 L ; 采用电磁波波长为

$$\lambda = \frac{\text{光速}}{\text{电磁波频率}} = \frac{3 \times 10^{10}}{f},$$

其中 λ 的单位为厘米,频率 f 的单位为赫; 如果 $f = 1,000$ 兆赫,则 $\lambda = 30$ 厘米; A_T 为发送天线面积; A_R 为接收天线面积。那么,依照电磁波传播的理论,接收到的天线功率与发送出的天线功率之比,即 $\frac{P_R / \eta_R}{P_T \eta_T}$ 应是 $A_R A_T / \lambda^2 L^2$, 故得出接收功率与发送功率之比

$$\frac{P_R}{P_T} = \frac{\eta_R A_R \eta_T A_T}{\lambda^2 L^2}. \quad (9.1)$$

就现代的设计水平、制造工艺水平和材料而论,所制造出的天线一般 $0.6 < \eta < 0.8$ 。上式只是对发送和接收天线都是定向抛物面天线而言。如果其中一个,例如发送天

綫采用无方向性的偶极子天綫(鞭状天綫),那么,接收功率与发送功率之比变为

$$\frac{P_R}{P_T} = \frac{3\eta_R A_R}{8\pi L^2}. \quad (9.2)$$

由式中可以看出来,比較简单的偶极子天綫,其接收和发送功率之比与所用电磁波的发送频率无关. 同时由(9.1)式和(9.2)式相比較得知,(9.1)式比(9.2)式多一个

$\frac{8\pi}{3} \frac{\eta_T A_T}{\lambda^2}$ 的因子,而且我們知道,抛物面天綫的面积以平方米計,而在高频率区波

长 λ 为几厘米,故 $\frac{8\pi}{3} \frac{\eta_T A_T}{\lambda^2} \gg 1$, 所以(9.1)式的功率比值比(9.2)式的功率比值大

得多,說明了有方向性天綫的效率高于无定向天綫的效率,因此,采用定向天綫比无定向天綫要好.

由上面所述,說明了有效发送功率决定于天綫的方向性. 因此,就必须注意两个問題:一方面,虽然可以用星际飞船定向天綫来大量增加有效功率,这种天綫是控制星际飞船飞行方位和通訊的先决条件,用以作为正常信息的传递. 但另一方面,一般希望能在飞船上同时設有用以检查飞船中的故障和定向天綫失灵时而作为輔助通訊系統,来与地面基地取得联系的无定向天綫,以保証人員及飞船的安全.

星际飞船上的通訊設備只能在飞船重量上占一个适当部分. 因此,无綫电电子器件,发送和接收天綫的重量也只能在一已定的范围互相变动. 我們把通訊系統的总重量 W 分为两个部分:一定功率的发送能力 P_T 所需要的电子設備及电源重量 W_A , 和一定尺寸天綫所具有的重量 W_T , 即

$$W = W_A + W_T. \quad (9.3)$$

一般說設備的重量越大,其功率也应当越大. 但是在这里由于波长与效率成正比,当波长越短时,电子发送設備的轉換效率就越低. 这就是說不能将所有的能量都变为电磁振盪发送出去,还要剩下一部分能量,这部分能量变成了热能,使設備温度升高. 为了使設備的温度保持正常就必须进行冷却,所以需要增加冷却設備的重量(星际飞船是采用輻射冷却器). 当然就会使整个設備的重量增加. 这样一些原因使得发送功率 P_T 不与 W_A 成正比例,而与 $W_A \lambda$ 乘积成正比例;說明波长越短,則同一发送机及电源重量能送到天綫的功率越小. 但是从接收信号的效果来看,不光是靠送到天綫的功率 P_T ,也要考虑这个功率是集中到多寬的发送波束,波束越窄,功率就越集中,收到的訊号也就越强. 如果发送波束寬度 θ 以弧度表示(見图 9.2),天綫直径为 D ,則从天綫理論及实践知道

$$\theta = \frac{0.87}{\sqrt{\eta_T}} \frac{\lambda}{D} \text{ 弧度.} \quad (9.4)$$

式中当 $\frac{\lambda}{D}$ 很小时, θ 很小, 这就相当于能量越加集中. 波束中功率密度与波束断面或 θ^2 成反比, 即天线的效果, 或一般所谓天线的增益与 $\frac{D^2}{\lambda^2}$ 成正比. 但 D^2 与天线的面积成正比. 又知天线的面积与其重量成正比. 故可得出天线的增益与天线重量 W_T 成正比, 而与 λ^2 成反比, 即天线增益与 $\frac{W_T}{\lambda^2}$ 成正比.

发送的总效果, 是送到天线的功率 P_T 与天线增益之乘积, 所以总效果与 $W_A \lambda \cdot \frac{W_T}{\lambda^2} = W_A W_T / \lambda$ 成比例. 依据实际经验得出比例常数, 结果为

$$\text{发送效果} = \frac{P_R L^2}{\eta_R A_R} = 45 \frac{W_A W_T}{\lambda} \text{ 瓦.} \quad (9.5)$$

式中 W_A 和 W_T 的量纲为公斤; λ 的量纲为厘米. 可以看出, 当 λ 一定时 W_A 与 W_T 的乘积为最大值时, 发送效果为最大, 这时候通讯系统的设计最适合. 由(9.3)式可知, 当通讯系统总重量一定时, $W = \text{常数}$; 故求得, 只有当 $W_A = W_T$ 时, 它们之乘积为最大值, 此时的发送效果就最好. 这一概念对于我们设计飞行器的设计上是十分重要的, 要求我们把总重量均等地分配于发射机设备及天线之间, 取得平衡而达到最佳效果.

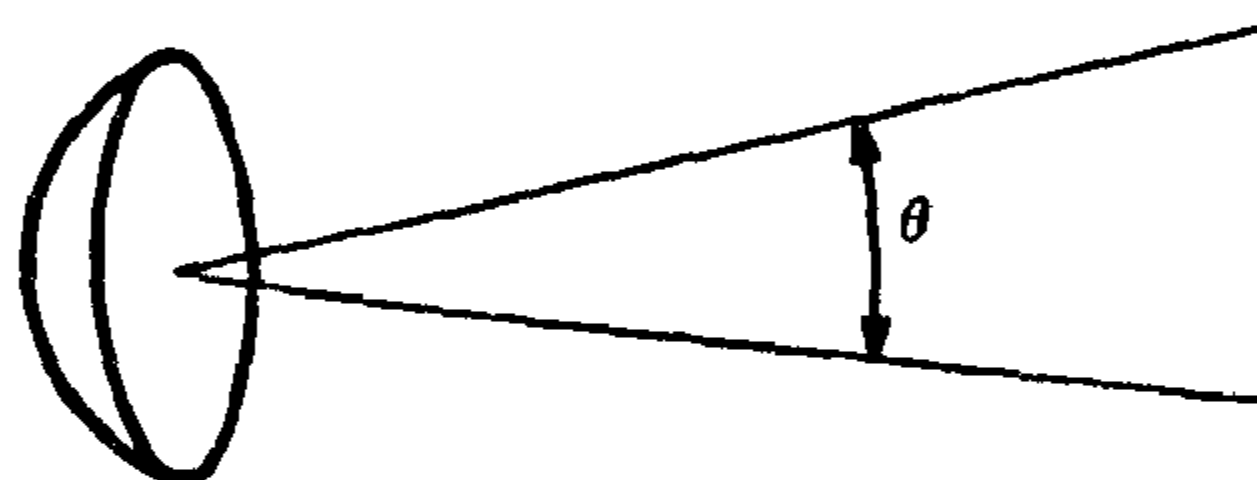


图 9.2 波束角

从(9.5)式还可以看出, 当发送频率越大(即 λ 越小), 那么, 发送效果可以越好, 但是实际上(9.5)式一般只能用到 10,000 兆赫(即 $\lambda = 3$ 厘米)左右. 其原因有二: 一方面由(9.4)式可知 λ 与 θ 成正比, 故 λ 变小, θ 角也随之变小. 如果 θ 角太小时, 则波束太狭, 不易对准接收天线, 而影响通讯效果; 如果要瞄准, 那又必须增加飞船上天线的定位装置, 会加大重量. 另一方面, 因电源功率转换为高频信号后功率的效率将急剧下降, 所以 $P_T \sim W_A \lambda^n$ 中的 n , 当 λ 小于 3 厘米时就要从以上所说的 $n = 1$ 增大, 那么情况就发生变化, (9.5)式不能代表事实了.

§ 9.3 星际航行通讯中的噪声

一般对噪声的概念是各种频率掺杂的声音, 但更科学的分析噪声会发现它不光是频率杂, 有各种频率的振盪相混合, 而且每一个频率振盪的相位也是不同的, 无规

則的。我們这里所指的噪声与此同类,只不过日常生活中指的噪声是声波噪声,而这儿的噪声是指人們听不見的电磁波噪声和接收机内部由热运动所产生的噪声。在日常生活中,我們从經驗知道,要克服噪声的干扰,就必须拉开嗓子,即加大发送功率。要想代表一定訊号的电磁波,在存在着噪声电磁波的空间传向接收天綫,就必须和規則声波在有噪声的空间中传播一样,提高訊号的发送能量来克服噪声的干扰。自然,人們也在不断地研究和創造新的接收設備来降低噪声,以达到正确地完成通訊任务,而又可节省能量和設備,減輕設備的重量,提高星际航行效果。

具体要知道通訊所需要的功率,首先就要解决通訊受噪声的干扰問題。那么,我們来研究一下噪声的来源及其强度。下面就分別对几种噪声的影响进行闡述。

銀河系背景噪声 可見光波、热輻射波以及其他不可見无綫电波等实际上都是不同頻率和强度的电磁波。这些电磁波沒有单一的頻率,对于我們通常通訊用的电磁波來說,就是噪声,它干扰着通訊过程。对任何物体而言,只要它有温度,那么,它就会同时发射各种頻率的热輻射电磁波,这都是噪声。很明显,當我們將天綫对向天空时,就会收到各种頻率,不同强度的杂乱的电磁波。这是因为天体背景上有許多星,它們都在不断地向外发射热輻射电磁波。这种电磁波不单来源于发光的星,而也还有许多不发光的星。它們发射的无綫电磁波,就是所謂銀河背景噪声,它是影响星际航行通訊的一个主要因素。

如果接收天綫向着一个黑体,黑体温度为 $T(^{\circ}\text{K})$, 那么,在 B 赫頻寬中噪声能量为

$$N = kTB = 1.380 \times 10^{-23}TB \text{ 瓦.} \quad (9.6)$$

k 是玻耳茲曼(Boltzmann)常数 $= 1.380 \times 10^{-23}$ 焦耳/ $^{\circ}\text{K}$ 。黑体温度 T 是指: 如果天綫波束角 θ 正好对着一个物体,而且所包括的范围正好是物体的大小,此时如物体温度为 T_b ,則这时噪声温度 $T = T_b$, T_b 亦称等价黑体温度或有效黑体温度。当天綫对准地球时,有效黑体温度即为地球表面温度,約 293°K ; 在厘米波区域,太阳的 $T_b = 6,000^{\circ}\text{K}$; 在米波区域(100 兆赫),太阳的 $T_b = 10^6^{\circ}\text{K}$,故可以說在一般情况下有效温度 T_b 是随电磁波的頻率而变的。如果天綫“看到”的目标直径为 d ,波束夹角仍为 θ (見图 9.3), θ 用(9.4)式計算,天綫与目标的距离为 L ; 目标有效温度为 T_b ; 如果从目标外緣到 θ 波束所看到的范围的环形面积內沒有噪声,那么,天綫所“看到”的范围內的有效黑体温度可用下式估計

$$T = T_b \left(\frac{d}{\theta L} \right)^2. \quad (9.7)$$

实际情况要比这复杂得多,因为天空的任何一个方向都有噪声存在,所以接收天线不管对准任何方向都必然会有背景噪声。宇宙干扰的噪声源在天空分布是不均匀的,最强的非热噪声源分布在靠近银河系中心的天蠍星座与人馬星座方向上。

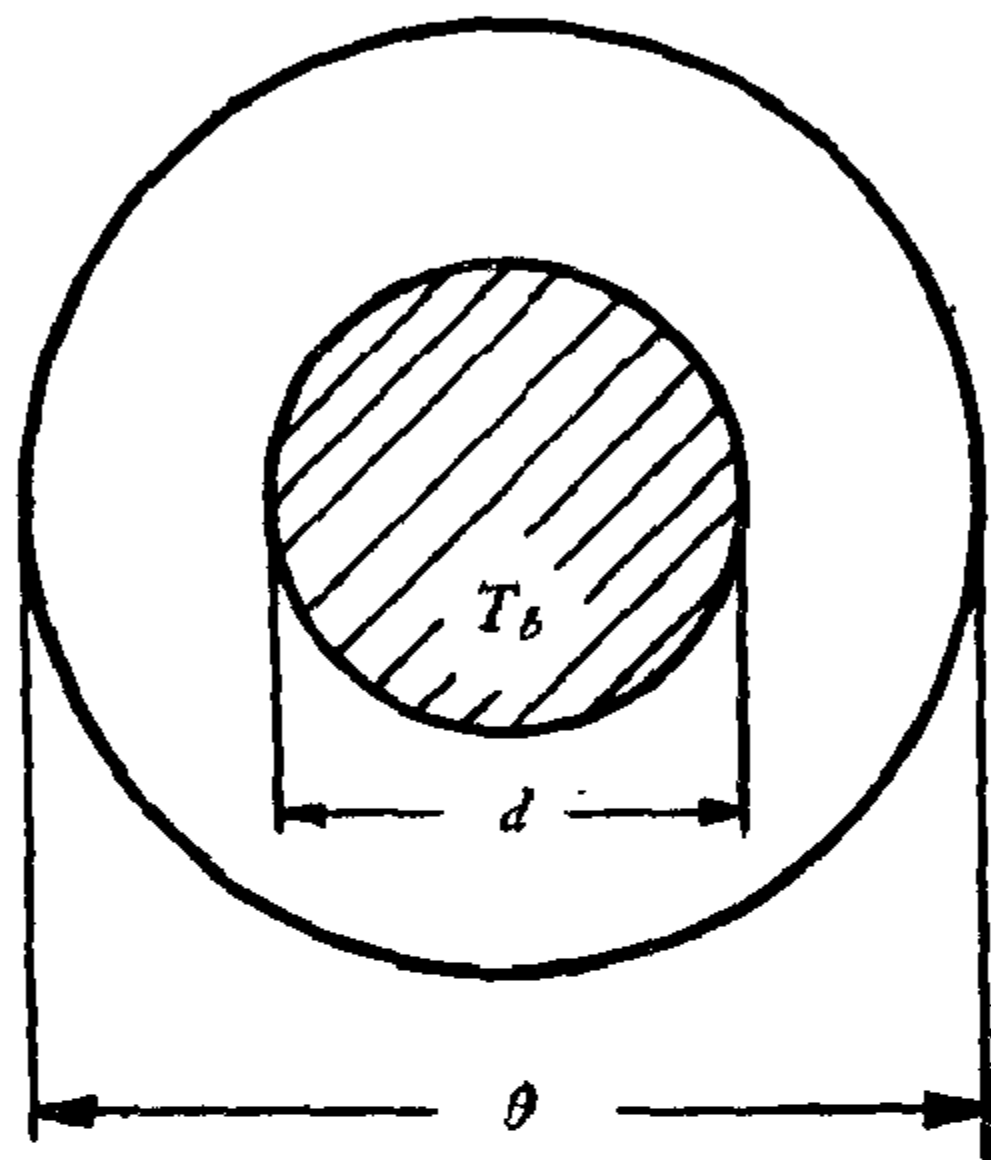


图 9.3 单个物体的噪声

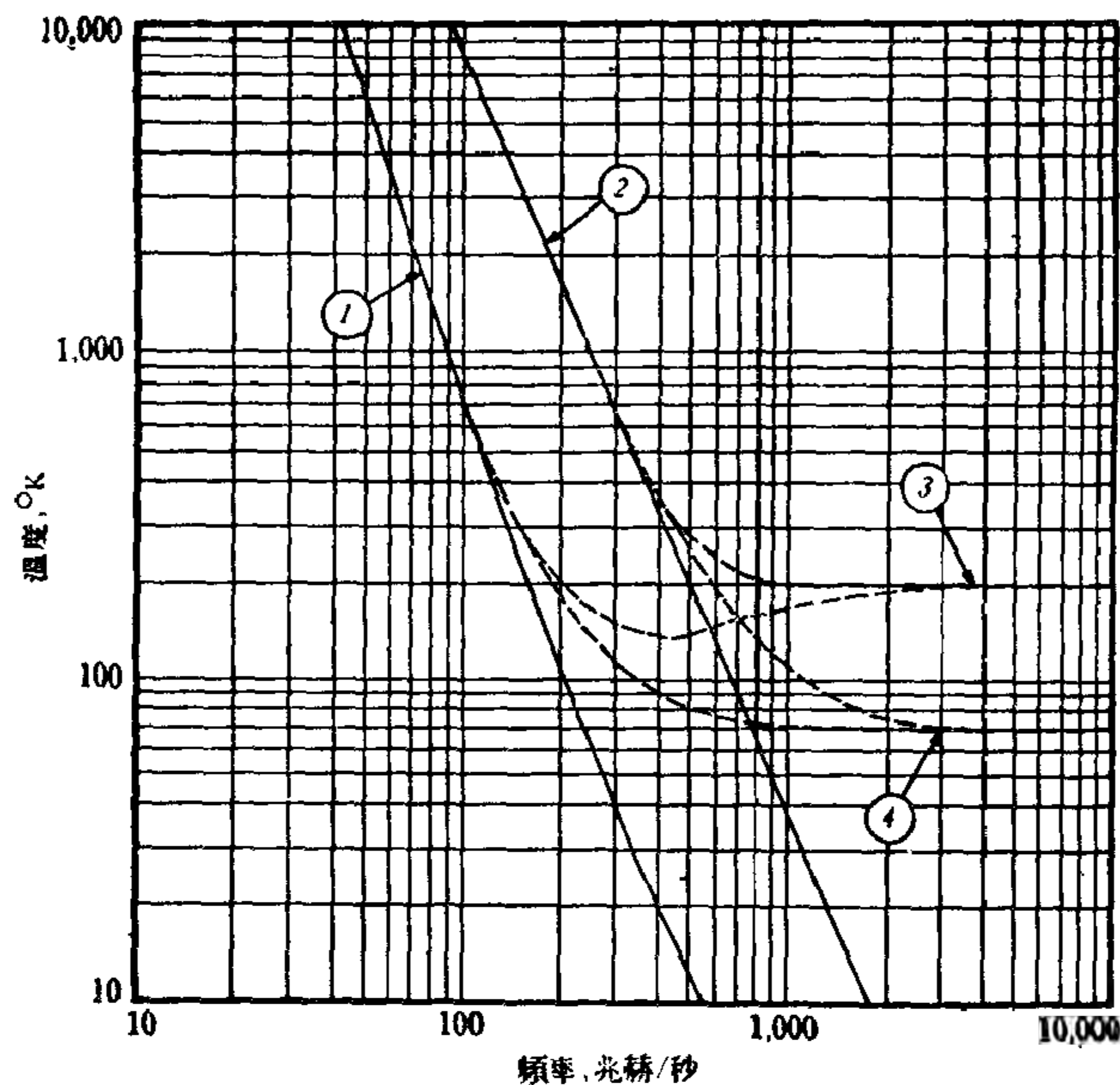


图 9.4 噪声温度(包括:银河背景,大气衰减和天线边缘)

① 根据“热点”温度计算的银河温度; ② 根据最低银河背景温度计算的银河温度; ③ 天线水平指向时的噪声温度; ④ 天线垂直指向时的噪声温度。

地面大气散射及天线环境噪声 地球是被一层很厚的大气层所包围着。太阳或银河背景射向地球的光和其他电磁波,首先要经过大气层才能到达地面。当这些电磁波通过大气时,一部分射到大气的分子或原子上,就产生散射作用而形成许多噪声源,因而影响天线的接收。不仅如此,由于天线建立在地面上,而地球表面及表面的气体介质具有一定的温度(约 300°K 左右),也不断地辐射电磁波,这些电磁波也会对接收信号电磁波产生干扰。特别是飞船方位接近地平线时定向天线也要指向水平,此时地球表面的辐射电磁波的影响就更大。由图 9.4 可以看出,当包含银河背景,大气散射及天线受地面辐射的影响对于接收频率高于 1,000 兆赫时,垂直指向天线的有效温度约为 70°K , 而水平指向天线的有效温度则为 200°K 即说明水平指向受地面噪声影响大。

接收机内部的热运动噪声 上面已经阐述和基本上解决了外界噪声对天线接收的影响。但是对整个接收系统来说还没有完全解决问题。根据近代物理的观点来

看,所有的物質的原子,包括荷电的离子,都处在热运动状态中。自由电子的运动速度,由于电子間及电子与原子、离子間的碰撞,其大小和方向都在不断地、无規則地变化着。这些不規則热运动都不断改变着接收机的工作状态,从而使接收机在放大微小的电訊号过程中受到干扰,这种干扰就是接收机本身的噪声。由于科学的发展和科学家、設計师們的努力,对于接收及訊号放大設備都有了很大的改进,使系統的有效噪声温度不断下降,使得放大器系統几乎在绝对零度的条件下工作(見表 9.2)。所以

表 9.2 各种微波接收机的噪声温度

微波接收机类型(厘米接收区)		噪声温度 $T(^{\circ}\text{K})$
晶体混頻器,	$\lambda < 1$ 厘米	10,000
晶体混頻器,	$\lambda > 5$ 厘米	1,500
行波管放大器,	$\lambda > 5$ 厘米	750
参量放大器,	$\lambda > 5$ 厘米	100
量子放大器,	$\lambda > 5$ 厘米	10
将来改进量子放大器		3

以为了降低接收系統本身的噪声,我們可采用参量放大器,量子放大器等,以降低接受器内部的噪声温度(可減到 30°K 以下)。但是,由于接收天綫在地面上受地面及大气散射噪声的影响,本身已有相当高的噪声温度,故效果不大(目前还不能降到 50°K 以下)。为了克服地面輻射及大气散射的影响,有人建議把接收天綫送出大气层外到高卫星軌道上去,

这样就可以避免地面环境噪声的影响,其效果十分明显。如果在高空我們采用 1,000—10,000 兆赫的微波,則可使天綫的有效温度降低到 1°K 。这时因采用参量或量子放大器就可大大地改善接收效果。所以这种作法对星际航行的通訊工作是很有利的。从上所述的情况看来,接收系統的效果好坏不但与天綫所处的环境、位置有关,而且与系統本身的性能有关,也就是与它們的噪声温度有关。由于接收系統是一个整体,要提高設備的效果,即降低其噪声功率就必須将各个部分結合起来考虑。也就是要求在設計时要把天綫、放大器和环境的噪声影响配合得很适当,才能提高整个設備的总效果。如果天綫由于受环境的影响而使其噪声温度較高,那么,我們单方面去追求降低接收机本身的噪声温度,收效是不大的。反之,我們不考虑設備本身的噪声影响,单纯降低环境对接收的影响也是不必要的。对于目前还不能将較大的天綫送到高卫星軌道的情况下,对于采用地面的定向天綫水平指向时产生的噪声影响,可以用一个簡便的办法来減少这一影响。这个办法是在天綫場的周围围上鉄絲网来消除水平方向上产生的噪声影响。在这样的措施下利用目前的接收設備可以使噪声温度降到 50°K 左右,因而这时采用量子放大器可以保証整个系統有良好的接收效果。

§ 9.4 信 息 率

信息率是信息論的基本概念之一,所謂信息論就是消息传递的理論。它是近代

通讯技术的理论基础,也是研究消息在干扰存在时的传递规律。对于科学技术的各个领域,如无线电通讯、有线电通讯、雷达、自动控制及遥测控制、计算机技术等都具有很重要的意义。我们在这里将应用信息论的结果来研究星际航行中的通讯问题。

信息是通讯系统传递的对象。通常是发送机把信息变成为相应的讯号,然后沿通讯线路送至接收机。这种变换过程在一定程度上由所使用的通讯线路的特性来决定。通常可分为三个步骤,第一步是将原始信息变换为电的量,第二步就进行编码,最后进行调制,由专门的调制系统来完成,其调制的方法是通讯系统最显著的特征之一。经过以上三个过程之后,从发送机送至通讯线路的是一种反映信息的讯号,而在通讯线路的另一端由接收机将讯号还原为信息。这样就完成了一次发送。其过程可参看图 9.5。

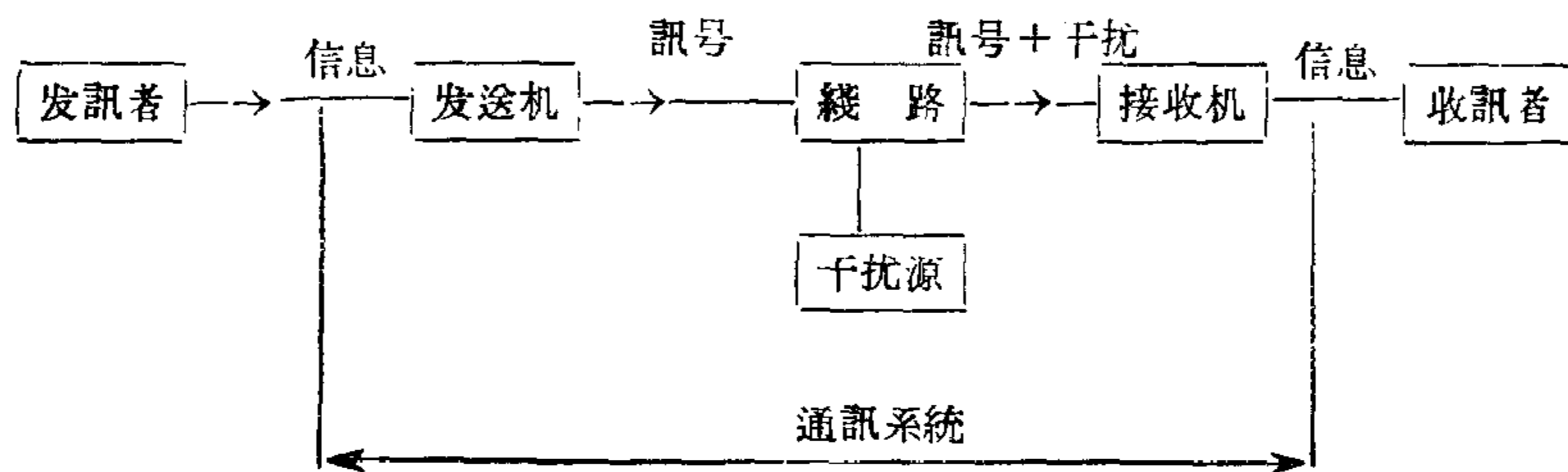


图 9.5 通讯系统方框图

由此看到,同一个信息用各种不同的通讯系统都可以传递。而只是在所要传递的信息量与通讯系统的通路容量相适应的情况下,传递效率才高。所以说通讯系统最主要的特征是信息的通过能力。也就是该系统在保证必需的传递精确度的条件下,单位时间所能发送的信息数量,即我们所要研究的信息率。

那么到底用什么单位来计算信息量呢?要解决这个问题我们必需说明:信息是一种选择,是这样不是那样,是白不是黑,是上不是下,是开不是关等。在一个接一个的选择之后,事物就确定了,也就是信息被表达出来了。每一个选择可以用一个二进位数字表示,每一个二进位数字就名为比特(bit 即 binary digit),所以信息量是以比特计的,而信息率为每秒的比特数,即比特/秒。

我们的问题是:需要多大的功率来传递出一定的信息率?在前面我们说过,生活经验告诉我们,在噪声大的地方说话必须多用气力,所以我们的感性知识是传递信息的功率与噪声功率有某种关系,也可以说传递信息是与噪声作斗争的过程。在约十几年前建立的信息论把人们长期以来的生活实践经验和电讯工程师的经验总结成为一种理论,得出信息通道频宽 B (赫)、接收到的功率 P_R 、噪声功率 N 与信息率之间的

量的关系。理論給出的是理想信息率 I_0 即最大可能的信息率，也就是当信息通道用得最好时的信息率。它可作为标准来比較各种不同的通訊系統实得信息率的大小，也可以比較各种实际通訊系統的好坏，并指出我們离理想还有多远，将来还可以提高多少。

根据信息論的分析，理想信息率 I_0 应是

$$I_0 = B \log_2 \left(1 + \frac{P_R}{N} \right). \quad (9.8)$$

其中 I_0 的单位为比特/秒；因为比特是二进位数字，所以其对数是以 2 为底数； B 为信息通路中的頻帶寬(赫)； N 为在頻寬 B 中的噪声功率(瓦)； P_R 为有用訊号的平均功率即接收到的功率(瓦)。公式指出信息率是訊号功率 P_R 及噪声功率 N 之比的函数，即传递一定信息率就要求当 N 大 P_R 也得随着大，这完全符合我們的感性認識。公式也表明信息率 I_0 与通訊用的頻帶寬度 B 成正比例，这就是說如果我們的通訊只用一个絕對单一的頻率，那么頻帶寬度将等于零，而信息率 I_0 也将等于零，即无法传递信息。这是怎么一回事呢？我們想一想就会明白：如果光有一个单一的頻率，那么訊号将是单调的連續不断的振动，而且也沒有振幅的变化，如图 9.6a，我們从日常的感

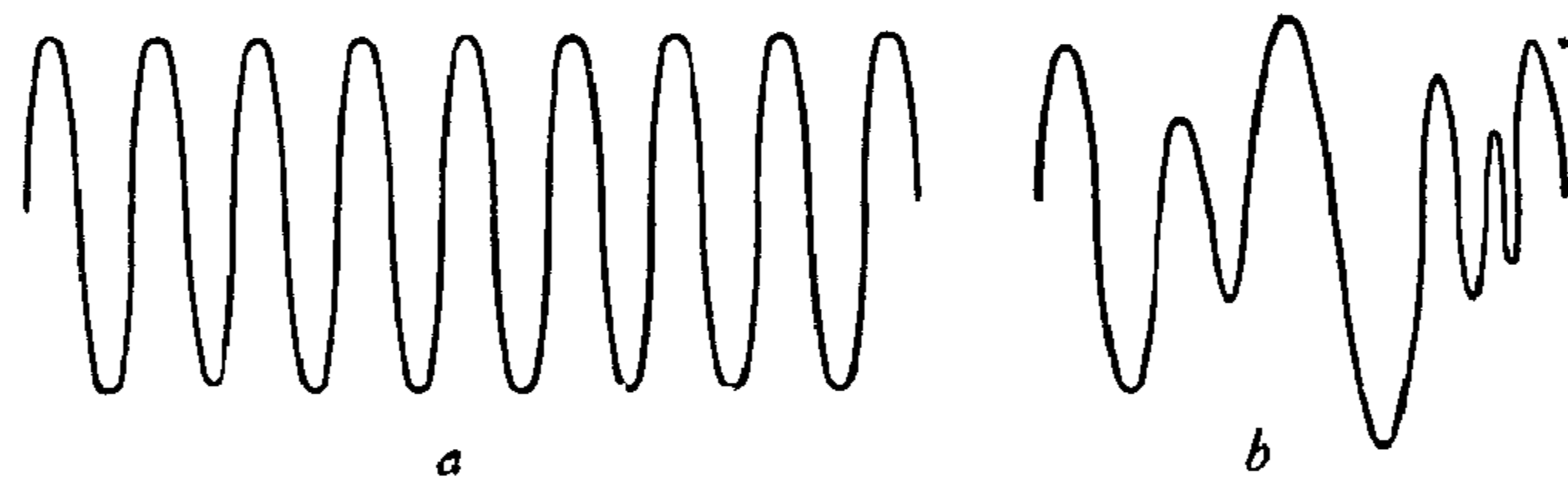


图 9.6 无振幅变化和有振幅变化的电磁波

性認識就知道，这种单一音調，強弱不变的声音是沒有內容的，是枯燥的，即是无信息的。如果要振幅有变化，象图 9.6b 那样，那么振动实际就不是絕對单一的頻率，还有振幅起落的变化頻率。如果頻帶寬度 B 越大，那么变化的可能性就越大，传递信息的能力也就越大。这就是公式(9.8)的浅略解释。从公式(9.8)可以看到当增加頻寬 B ，及訊号与噪声功率之比就可以提高信息通路的信息率。如果 $\frac{P_R}{N} < 1$ ，那么对数部分

$$\log_2 \left(1 + \frac{P_R}{N} \right) = 1.442 \ln \left(1 + \frac{P_R}{N} \right)$$

可以展开，这时公式(9.8)就变成为

$$I_0 \cong 1.442 B \frac{P_R}{N} \text{ 比特/秒.}$$

由公式, (9.6), $N = 1.380 \times 10^{-23}TB$ (瓦), 則上式为

$$I_0 \cong 1.04 \times 10^{23} \frac{P_R}{T} \text{ 比特/秒.} \quad (9.9)$$

其中 P_R 为接受功率, 以瓦为单位; T 为有效温度, 以 $^{\circ}\text{K}$ 为单位.

公式 (9.8) 只给出了一个理想情况下的最大信息率. 而实际的通訊系統的通訊量是低于最大信息率, 其值取决于下面二个因素: 一个是要传递的訊号是怎样放入信息通路中去的, 也就是采用了什么样的調制系統. 如对无綫电通訊可以采用調幅、調頻及調相的系統, 也可以采用其他更复杂的系統, 而不同的調制系統, 加入訊号其传递效率是不同的. 也就是說調制的方法决定了通訊系統的效率. 另一个因素为訊号是如何进行編碼的, 所謂編碼就是組合的选择, 而組合由不同的訊号单元构成, 实际上編碼的問題是一个如何利用原来信息的特性, 尽量压缩要传递的信息量而又不失真. 这个可能性是存在的, 因为自然的信息有或多或少的“废话”, 即不必要的信息. 所以实得信息量除了公式里已表出的基本限制因素以外, 同时还受調制方式和編碼方法的限制.

我們用最老式的調制方法即調幅法时, 其真正的信息通路的信息率为理想情况下的最大信息率的千分之一. 当采用調頻系統时, 其真正的信息率为理想情况下的最大信息的几十分之一. 当采用新的反饋調頻系統时其真正的信息率为最大信息率的 $1/2 \sim 1/4$. 所以当我們用現有最佳的調制系統, 真正通訊道的信息率为最大信息率 I_0 的約 $1/3.5$. 对于星际航行中的通訊系統还可以进一步研究, 提高其信息率, 使它更加接近于理想情况下的最大信息率.

为了使我们明了各种不同的編碼方法对通訊量的影响, 我們在表 9.3 中列举出三种編碼方法下的各种通訊工作所需的信息量.

表 9.3 各种通訊中所需要的典型信息率(比特/秒)

	直接传递	“綫性預卜”	复杂編碼
有色电视	7×10^7	$\sim 4 \times 10^7$	$\sim 10^6$
黑白电视	4×10^7	$\sim 2 \times 10^7$	$\sim 10^5 - 10^6$
传递言語	7×10^4	$\sim 4 \times 10^3$	$\sim 10^3$
电传真	2.4×10^3	$\sim 10^3$	$\sim 10^2$
英語电报編碼(每分鐘 20 个字, 每字 27.5 比特)	10	~ 8	~ 2
气象資料(溫度在 100°C 範圍內准到 1°C)	0.1	~ 0.01	~ 0.001

所謂直接传递就是不經過編碼把訊号送入調制系統中去. “綫性預卜”是利用信息中各单元之間存在的內部联系, 当掌握了信息传递有連續性的規律时, 就有可能預

先估計信息中的下一单元是什么,也就降低了真正新的信息量,从而压缩了信息量. 第三种編碼方法是复杂的編碼系統,是指預知信息的統計性質,不光是象“綫性預卜”那样估計信息的下一单元,而是統觀上下文,根据上几个单元来估計下几个单元的情况,这样如表 9.3 所示,其信息量可以更进一步压缩.

§ 9.5 量 子 效 应

在无綫电通訊中的基本物理过程是一个电磁波的传播过程,而电磁波的传播是电磁波量子以光速的运动过程. 量子是一个很微小的能量粒子,它本身是具有統計性質的. 当訊号很弱而噪声很大时,就应特別注意量子效应对通訊的影响. 量子效应与一个单位頻寬里所接收到的量子数有关. 当訊号很弱时量子数較少,那么量子运动的統計性質就显示出来了,发生实际接收量子数的不規則涨落(就如当一个容器里的气体非常稀薄时,每单位容积中的分子数不多,那么由于分子热运动的統計性質,瞬間单位容积中分子数有不規則涨落),这样就会造成混乱,其訊号的传递受到干扰,即所謂量子效应的噪声或“量子噪声”. 为了不发生量子噪声,每赫頻寬的量子数必須大于 10.

設 f 为以赫为单位的电磁波的頻率. 而每一个頻率为 f 的量子所具有的能量为 hf , h 为普朗克量子常数. 如果 M 为每秒的量子数,則接收到的功率应是每秒量子数乘每个量子的能量:

$$P_R = Mhf = 6.62 \times 10^{-34} Mf \text{ 瓦.} \quad (9.10)$$

对于通訊所要求的是单位赫頻寬里的量子数为 $m = \frac{M}{B} > 10$, 則由(9.10)式得

$$M = \frac{10^{34}}{6.62} \frac{P_R}{f} = \frac{10^{34}}{6.62} \times \frac{P_R}{\frac{c}{\lambda}} = \frac{\lambda P_R \times 10^{34}}{6.62 \times 3 \times 10^{10}},$$

由公式(9.6)

$$B = \frac{N \times 10^{23}}{1.380} \frac{1}{T_e},$$

所以

$$m = \frac{M}{B} = 0.695 \lambda T_e \left(\frac{P_R}{N} \right) > 10.$$

这里 T_e 为有效温度,以 $^{\circ}\text{K}$ 計; λ 为波长,以厘米計.

当有效温度低和波长很短时,就有产生量子效应的危险,故要在以上的限制条件下来选择 λ 和 T_e 的数值,以避免“量子噪声”的产生.

§ 9.6 星际通訊的設備要求

为了使我們对以上公式的应用有进一步的了解,因此举出下例进行具体的計算. 当接收和发送效率的乘积为 $\eta_T \eta_R = 0.5$, 在星际飞船上的发送天綫的直径为 2 米(这与苏联发射的金星火箭上的天綫相同), 接收天綫的直径为 100 米, 波长 $\lambda = 10$ 厘米, 頻率 $f \cong 3,000$ 兆赫, 发送与接收之間的距离 $L = 4$ 亿公里, 发送功率 $P_T = 1/4$ 瓦时, 則

$$P_R = \frac{P_T \eta_R \eta_T A_R A_T}{L^2 \lambda^2}$$

$$= \frac{1/4 \times 0.5 \times \pi/4 \times 10,000^2 \times \pi/4 \times 200^2}{10^2 \times 4^2 \times 10^{16} \times 10^{10}} = 1.93 \times 10^{-18} \text{ 瓦.}$$

如果 $B = 20$ 赫, 而 $T_c \cong 200^\circ \text{K}$, 那么

$$N = 1.380 \times 10^{-23} T_c B = 1.380 \times 10^{-23} \times 200 \times 20 = 5.520 \times 10^{-20} \text{ 瓦,}$$

因此

$$\frac{P_R}{N} = \frac{1.93 \times 10^{-18}}{5.520 \times 10^{-20}} = 35,$$

則

$$I_0 = B \log_2 \left(1 + \frac{P_R}{N} \right)$$

$$= 1.442 \times 20 \ln(1 + 35) = 28.84 \times 3.58 = 103.2 \text{ 比特/秒.}$$

如果采用了現時最好的調制系統, 其实际的信息为:

$$I = \frac{I_0}{3.5} = \frac{103.2}{3.5} = 29.5 \text{ 比特/秒.}$$

根据表 9.3 这样大小的信息率是足够用来打电报. 我們也可以用具体数字驗證公式 (9.10) 的条件是被滿足的, 不会产生量子噪声.

由前知道, 发送机、接收机及調制系統是星际通訊系統的构成部分. 这些設備的作用效果可以归納在图 9.7 里. 图 9.7 中表示出目前的星际通訊系統所能取得的, 或者至少可以預見到的信息率作为至星际飞船的距离的函数繪出. 图 9.7 中的曲綫是假定相应于飞船天綫和飞船发送机之間最合理的重量分配, 以及假定在接收机中使用了最好的参量放大器, 还假定了接收机天綫面积和发射系統重量之間的几种組合方法, 这几种組合方法代表了用于几种星际航行中的情形. 图中的信息率为理想信息率 I_0 . 从这些曲綫中可以明显的看出, 对低空飞行卫星和卫星式飞船來說, 可以传递大量的信息. 例如, 在重量为 4.54 公斤的发送机和天綫系統中, 就有可能从 805

公里高空軌道上的卫星上把电视照片传送到地面上直径为 18.3 米的天綫上。又如以 90.8 公斤重的发送机、电源和天綫，在 24 小时的卫星軌道上，对地面上一个直径为 18.3 米的天綫每秒钟能够传递 10^9 比特信息。这是在近 100 路电视中所包含的信息。

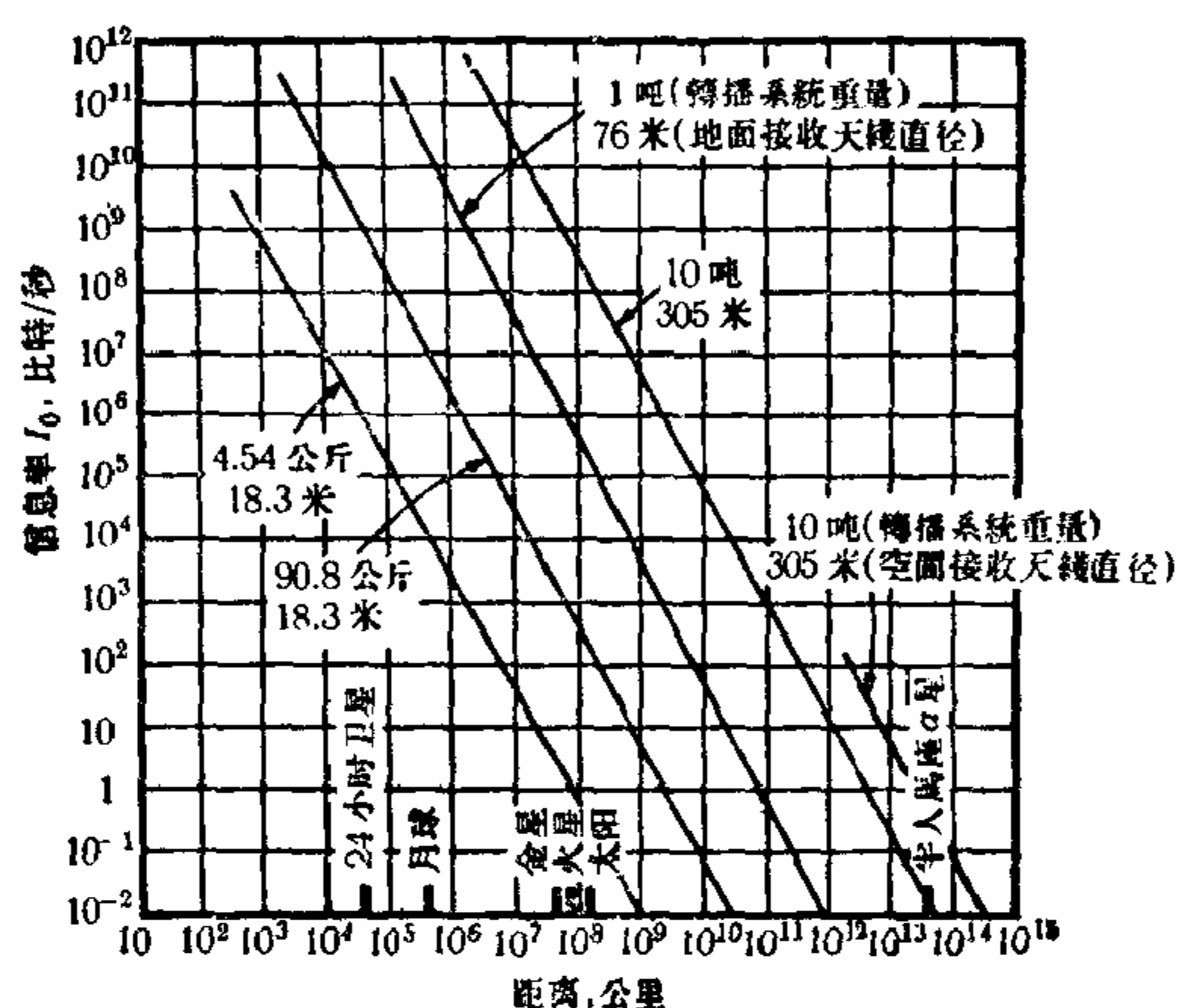


图 9.7 星际航行通讯系统的性能

探测。在这种飞行中，一个 4.54 公斤重的系统，以最佳的发送机和天綫，每秒只能传递一比特的信息；然而用一个 90.8 公斤重的系统，在地球与金星或火星之间最短的距离内，其信息率达到每秒 1,000~1,500 比特的数量级。如果信息是从一个围绕金星或火星运转的卫星上发出的，用一个 90.8 公斤的发送机，只要地面上应用直径为 76 米的天綫，在火星整个軌道上都可以传递每秒 100 比特的信息。要在任何位置上，从金星或火星的卫星上传递更多的信息，就必须有一个比这更好的通讯系统。例如，在金星的最远位置上，以一个十吨重的最佳发送系统，对地面一个直径为 304.8 米的接收天綫，每秒可传递 5×10^8 比特的信息。

最困难的通讯要算是对恒星探测体的通讯。即使以一个 10 吨的传递系统和一个直径为 304.8 米的地面接收天綫，也刚刚能对距离最近的星，人马座的 α 星进行跟踪探测。在这样大的距离上信息率是很低的，每秒只有百分之一比特，而对振荡器稳定性的要求又很高，约在 10^{-12} 左右。因此，严格说来，在目前的技术水平下，还不能进行这种飞行。但有人这样设想，把接收天綫安置在一个围绕地球运转的卫星上，此卫星的高度须使地球表面产生的热量对天綫中所接收到的能量影响很小，其量子放大器固有的低噪声性能就可充分发挥出来。如果这是可能的话，则可以在飞船上用 10 吨重的最佳发送系统，并在离地很高的卫星上设一个直径为 304.8 米的接收大天綫，这就可以约为每秒一比特的信息率提供对于人马星座的 α 星的信息。从这里可以看出，在恒星距离中进行通讯还存在着大量的问题，有待于今后继续研究来解决。

息。

另一类问题是星际飞行及对月球的探测。以一个 90.8 公斤的系统，可以从月球把电视照片或每秒 10^7 比特的信息发送到地面。如果发送机-天綫系统只能有 4.54 公斤，则每秒的最大传递率降低到 10^4 比特。如果用一个无方向性的天綫，则一个 4.54 公斤的系统所能传递的最大信息率就下降为每秒 100 比特。

第三类星际飞行是对金星和火星的

§ 9.7 地面接收天线

从上一节我们看到星际航行所需要的地面天线是十分庞大的，建立这种大天线也就成为无线电技术中的一个新而困难的问题。要决定地面接收天线的类型，首先应决定工作的频率，同时必须使用能在较宽的频率范围内工作的天线。由于具有广大有效收集面积的多元的天线阵，其频率是固定的，所以不好用，不如用对频率不敏感的抛物面天线。而且，由于要在很大的角度里跟踪星际飞船，而天线阵方向性是固定不变的，只有选择可以转动的抛物面天线才能满足各方面的要求。在适合于进行星际通讯的天线中，已知可以提供使用的、最大的天线是在英国 Jodrell Bank 地方，直径为 76 米的天线。设备相当大，其重量在几千吨左右。抛物面是支在一个有两个垂直支柱及一水平轴所构成的支架上（见图 9.8），而支架可以沿地面的圆形轨道绕垂直

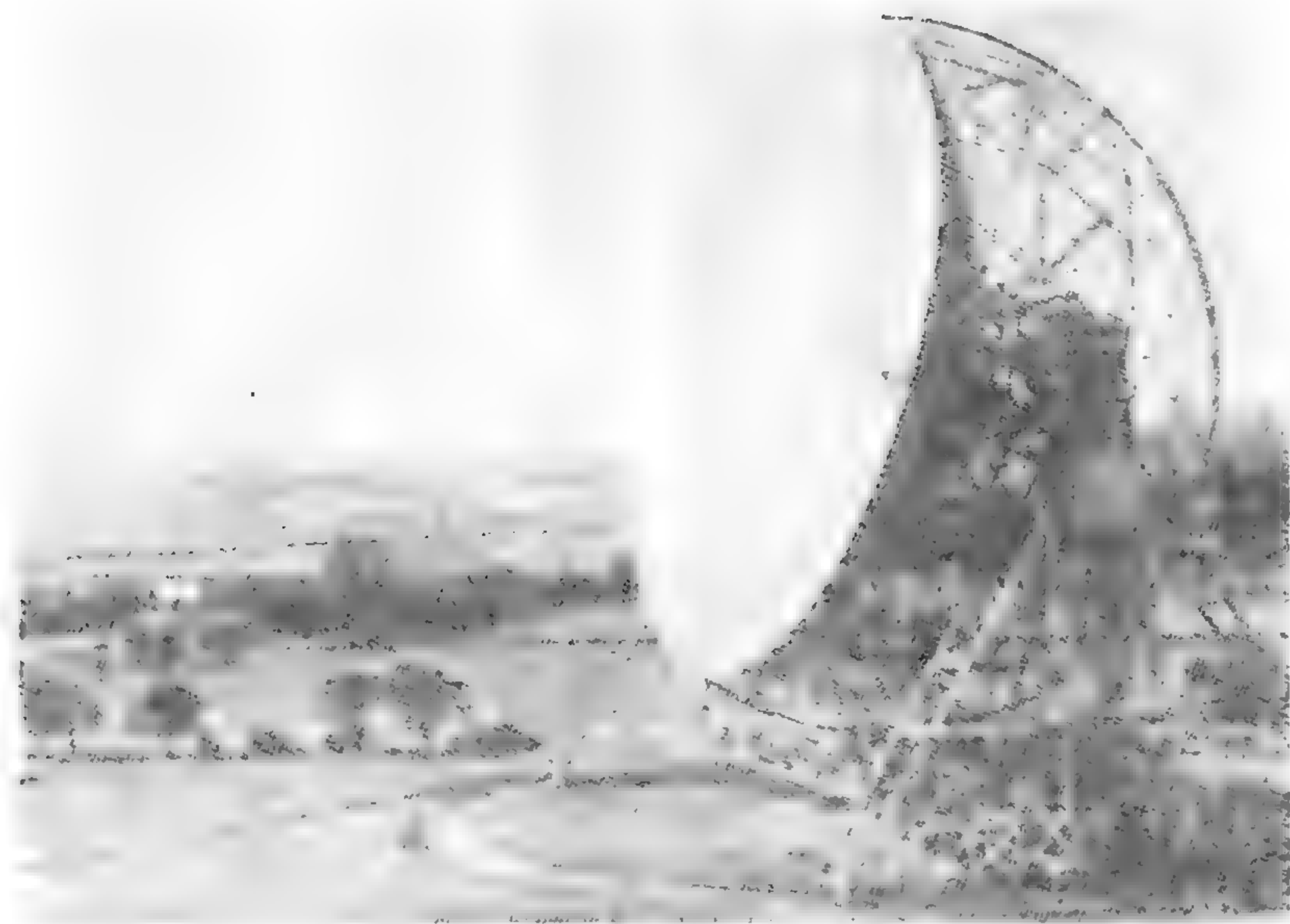


图 9.8 英国 Jodrell Bank 天线

轴旋转，同时抛物面还可以绕水平轴摆动，以这来对准发送的方向，而且保持高度的准确性。实际上这样一个接收天线的设备就是一个射电天文望远镜，其精确度的要求也是同样的，它也可以作星际飞船跟踪雷达的天线。

这种抛物面天线一方面要大，而另一方面还要保证抛物面有很高的准确度，在任何情况下变形小，这才能把电磁波收集起来，集中到焦点，送入馈电器（馈电器是连接天线与发送机或接收机之间的电能传输设备），不然增加天线尺寸也不能收到应有的

效果;这就必須使結構的实际变形保持在波长的十六分之一以下。如果波长为 30 厘米,天綫直径为 200 米时,最大允許变形为直径的 $1/10,000$,即抛物面的精度为万分之一。而且这种几何形状的精度,即便在各种温度变化及风力作用下也得保持。在不太大的天綫,如英国 76 米直径的天綫还可以用加強結構的办法来做到,但如果直径超出 100 米,估計光是加強結構就会使整个天綫更加笨重,从而带来了轉向的困难。所以 100 米直径以上的天綫,必須用自动作用的活动支撐,来对抛物面的形状作必要的补偿及修正。这样一来,天綫本身就是一个非常复杂的巨型装置。这就好象盖一座四十层的大楼,而又要大楼是自由上下左右地轉动,并且在运动中及大气中自动地調整其外形,最大变形不超过 2 厘米,它簡直是一座庞大的精密机械。美国在西弗吉尼亚州山区中建的天綫即属这种类型,其天綫直径为 180 米,所使用的材料就有約 2 万吨鋼和鋁。計计划在 1962 年建成。

从以上可以看出星际航行中的通訊技术是一門复杂的科学領域,它包括了无綫电电子技术中最尖端的部門,需要很复杂高精度而且很庞大的設備。同时也是星际航行中不可缺少的一部分,它必将随着星际飞行的发展而发展,为星际航行提供更良好的条件。

§ 9.8 卫星式通訊中繼站系統

有人也想到利用人造卫星作为无綫电通訊的中繼站,因为現代的火箭技术有可能把一个足以作为反射器的結構,送入卫星軌道上去;也就是用人造卫星作为无綫电訊号的反射器,那么就可以用很短的波长如 10 厘米的电磁波在更广大的地面内进行通訊(見图 9.9)。由于在接近地平綫附近,地球大气引起的传播异常現象对通訊有影响,故采用高軌道卫星較为好。另一个原因是因卫星在不断的运动,这样要提供几乎不中断的傳遞訊号就成为不可能,要得到連續传递,必須使用多个卫星作为中繼站。所以最理想的是采用一个不动的卫星作为中繼站,因此也促使我們不采用低軌道卫星,而采用高軌道卫星作为中繼站。如果有了足够准确的导向設備以及調整軌道高低和位置的长寿命的方法时,就有可能使用在周期为 24 小时的軌道上的“固定”中繼站。这对于通訊是很有利的。就目前而論,认为卫星式无綫电通訊的中繼站可能有四种类型,其特点可参看表 9.4。所謂被动的中繼站,实际上就是一个电磁波的反射器,把地面发送站的电磁波反射到地面接收站上,而主动式才是真正の中繼站,先接收从地面发送站来的訊号,然后发射到地面的接收站上去。可以看出,主动型的中繼站收发机有限定的作用范围和限定的頻帶寬度。因此,只能同时用于有限数量的

独立讯号。但主动型的中继站能量较集中,只要较小的地面天线。另一方面对于宽频带的使用而言,大型天线和大发送机功率是有一定优点。当用被动型的中继站时,只能反射电磁波,可用的带宽几乎是无限的;它实际上为一线性装置,即能使用许多频

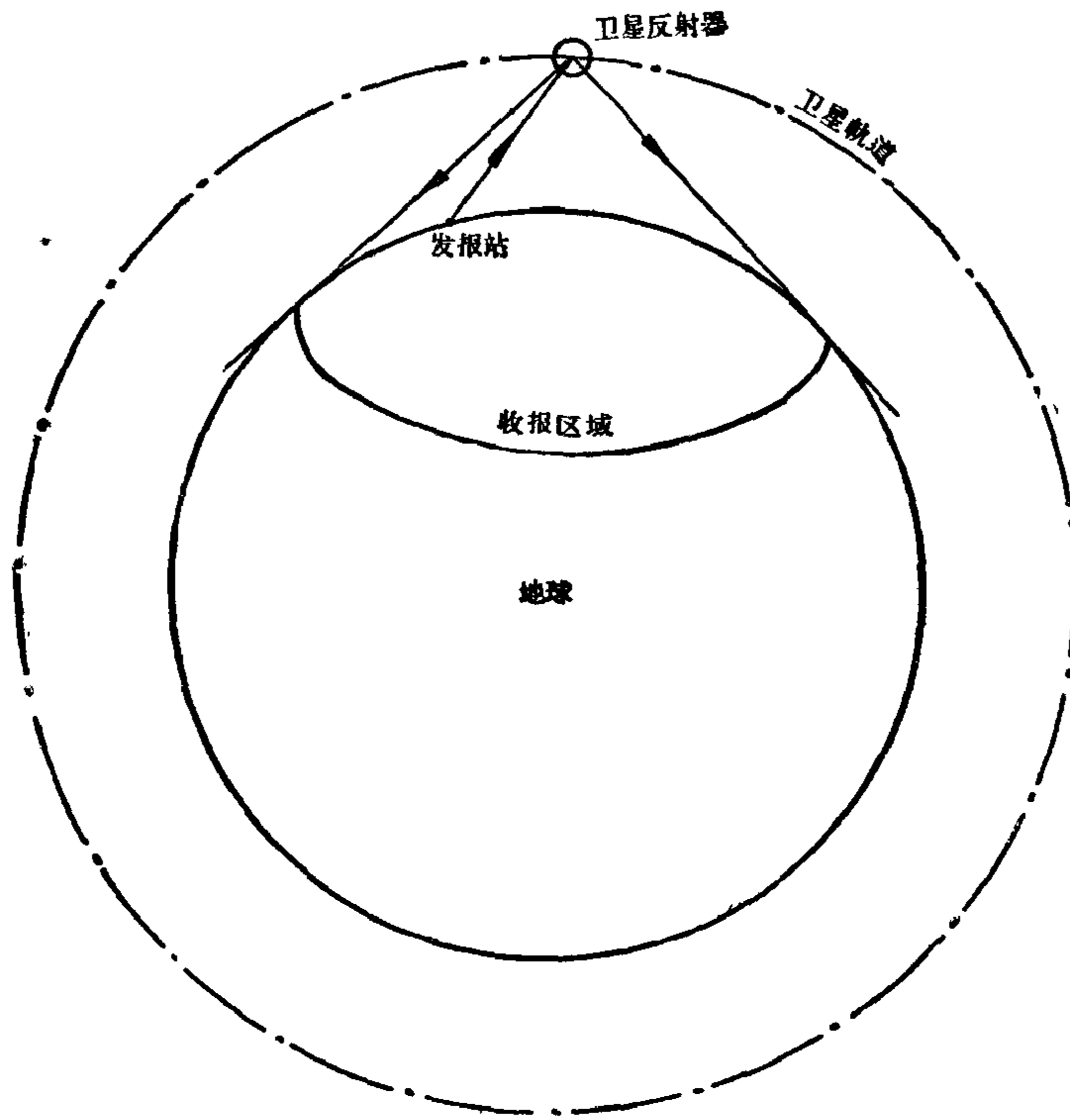


图 9.9 利用人造卫星作无线电通讯的中继站

率和不同功率,在许多不同收发点进行多路通讯而不发生串话。但它所需的地面天线较大。对于高轨道卫星中继站其天线是固定的,因为方位要稳定,故其上面的设备是相当的复杂。总的来看,卫星式的无线电中继站是具有一定的优点,但目前还有许多问题尚待研究,故还没有能建成一个卫星式无线电通讯中继站;但它的可能性是存

表 9.4

轨 道	中 继 站 的 形 式	
	被动的(反射器)	主动的(接收后,再发送)
低轨道 (周期为 1—3 小时)	最简单的是一个表面喷有金属的塑料气球,直径约为 30 米。 (地面有:大型可转向的天线)	载有轻型微波发送设备及电源及低定向性的天线。 (地面有:中型可转向的天线)
高轨道 (周期为 24 小时)	方位稳定的反射器(平面反射器)。 (地面有:特大的固定天线)	载有重型微波发送设备及电源和高定向性的天线,方位稳定。 (地面有:固定中型或小型的天线)

在的,实现它只是一个时间早晚的问题.

§ 9.9 电磁波传播问题

我们在以上各节里还没有谈到通讯用电磁波在空间的传播问题. 传播问题有几个方面:如波的多普勒频移,波由于传播中受介质的吸收而衰减,波的极化或极化角受传播介质的作用而偏转,电磁波与地球磁场的作用,以及波在传播介质中的折射. 在这里我们将只阐述一下电磁波的折射问题,因为这将影响通讯的可能与否,是个比较重要的问题. 电磁波的折射主要是由于地球上层大气中的电离层(见第一章 § 1.4),在那里存在着电子. 所谓不同的电离层就是在每一层的中出现一个电子浓度的峰; E 层的峰值不太大,约为 5×10^5 个电子/厘米³; F_1 层的大些,约为 1.0×10^6 个电子/厘米³; F_2 层的峰值最大,约为 1.8×10^6 个电子/厘米³. 因此为了把问题简化些,也可以略去细节,把电离层看作是一层,从约 100 公里高度开始,电子浓度逐渐上升,到 300 公里高度左右达到最高值,再高电子浓度又下降. 我们就来研究这样一个电离层模型对电磁波的折射. 我们也将忽略一切偏离球形的影响,把地球看作是一个圆球,简化了的电离层是一个球形壳,这样整个问题就有了球对称性,我们可以把问题限制在包含发报点、收报点及地心的平面中,在这个平面中分析问题(见图 9.10).

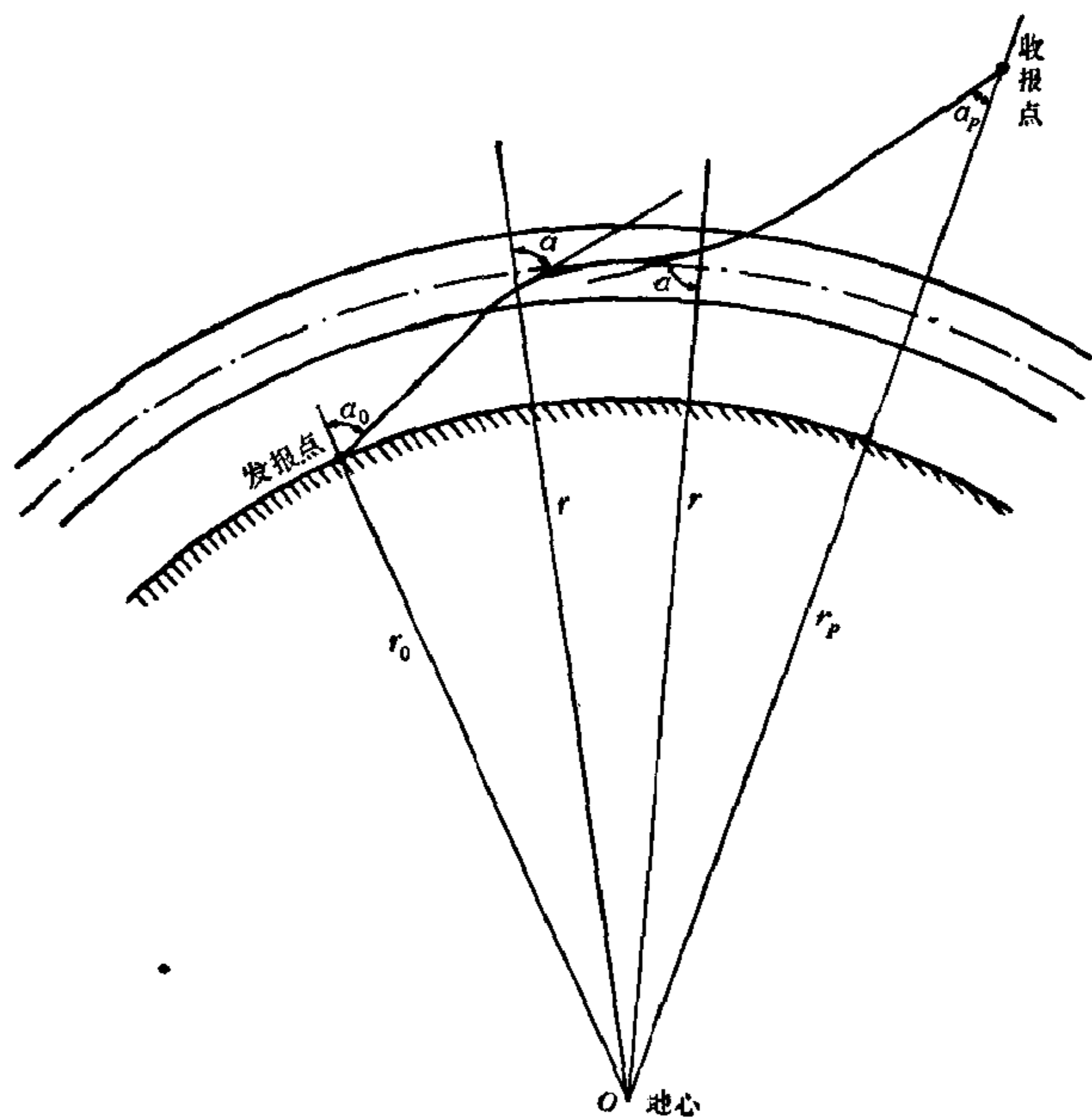


图 9.10 地球电离层的折射

化些,也可以略去细节,把电离层看作是一层,从约 100 公里高度开始,电子浓度逐渐上升,到 300 公里高度左右达到最高值,再高电子浓度又下降. 我们就来研究这样一个电离层模型对电磁波的折射. 我们也将忽略一切偏离球形的影响,把地球看作是一个圆球,简化了的电离层是一个球形壳,这样整个问题就有了球对称性,我们可以把问题限制在包含发报点、收报点及地心的平面中,在这个平面中分析问题(见图 9.10).

令 r 为电磁波传播线上任意一点到地心的距离, α 为传播线与当地垂直方向的夹角,那么电磁波折射定律为

$$r\mu \sin \alpha = r_0\mu_0 \sin \alpha_0. \quad (9.11)$$

下标 0 代表发报点的数值,而 μ 为折射指数. 如果电磁波频率在 20 兆赫以上,则

$$\mu^2 = 1 - (f_0/f)^2. \quad (9.12)$$

其中 f 为电磁波的频率,而 f_0 为由电子浓度 N (电子/厘米³) 所计算出来的等离子体

频率,即

$$f_0^2 = \frac{1}{4\pi^2} \frac{Ne^2}{\epsilon_0 m} = 0.806 \times 10^8 N. \quad (9.13)$$

e 为电子电荷, m 为电子质量, ϵ_0 为真空介电常数. 如果电子浓度为零, 那么 $f_0 = 0$, $\mu = 1$, 这样我们可以从公式(9.11)中推出 $r \sin \alpha = r_0 \sin \alpha_0$, 那么如图 9.10 所示, 传播是沿着直线进行的. 但在电离层中, 电子浓度不等于零, 因此就有折射.

我们首先来看一下从地面发报的情况. 总的情况可以用图 9.11 来表达. 图中

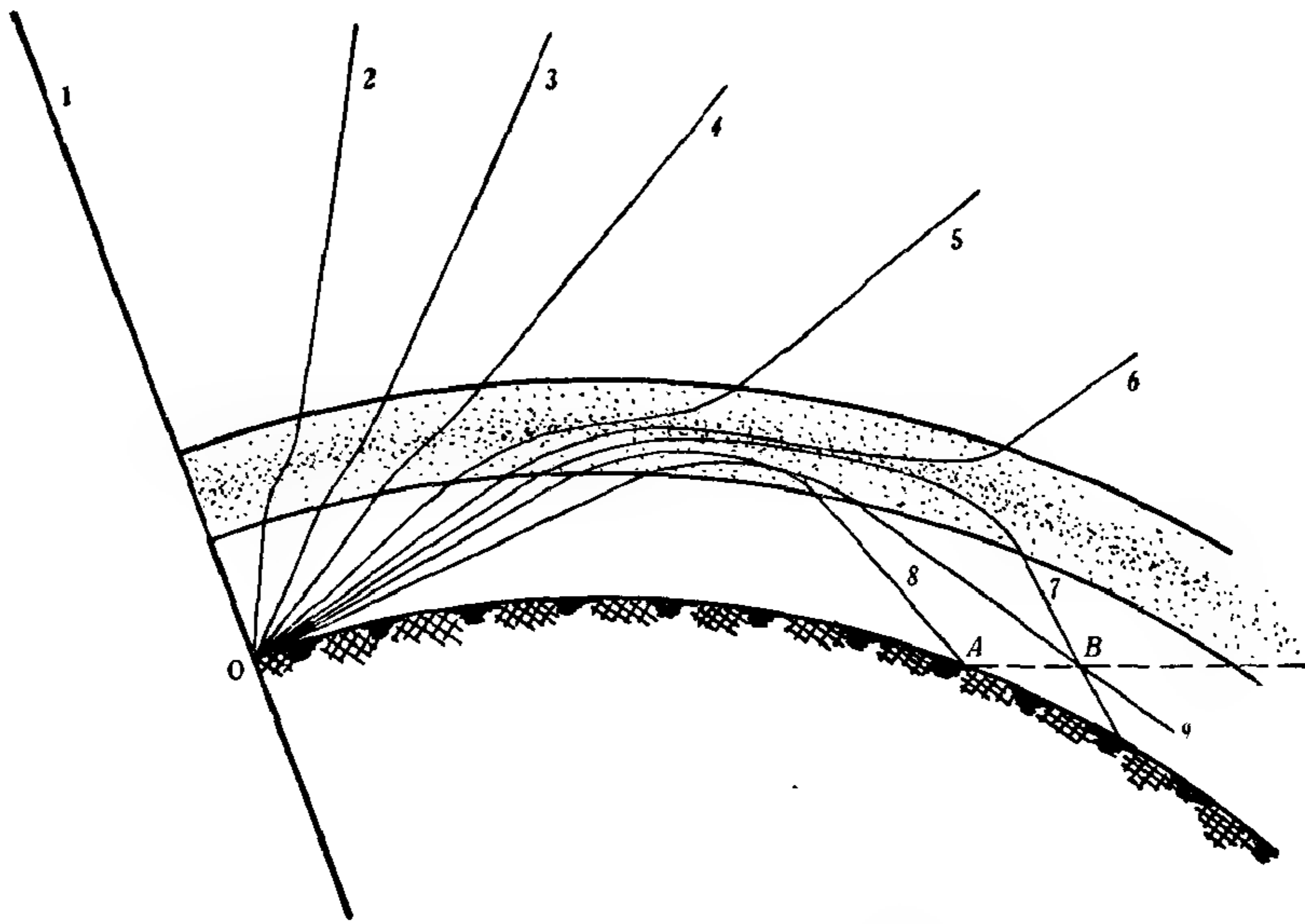


图 9.11 地面发报点, 发出电磁波(比较低频)被地球电离层折射的情况

1 线代表垂直发送, $\alpha_0 = 0$, 那么公式(9.11)得出 $\alpha = 0$, 即无折射问题. 2、3、4 线代表倾角逐渐减小时的情况, 折射的影响也就逐渐明显. 如果发送方向的倾角再减小, 那就发生象 5、6 两线的情况, 电磁波束一出电离层, 就很快地发散; 这就是说即便在地面发送站的波束很窄, 出了电离层也会变宽, 这就使讯号减弱. 这种减弱讯号的机制是由于电离层的折射, 是我们在以前各节中所没有讲到的. 但如果不出电离层, 5、6、7 三线表示波束还是压窄的趋势, 讯号还可以加强, 这也是电离层折角的效果. 如果发送方向的倾角再减小, 那就产生 7、8 两线的情况, 讯号不能透过电离层; 所以对在电离层以上的人造卫星或卫星式飞船来讲, 有一个与地面站通讯的最大距离, 大于这个距离就接不到讯号, 不能通讯. 值得注意的是: 8 线联系到地面收报的最近点 A, 如果我们再压低发报方向, 地面收报点反而离发报点更远! 如 9 线. 这也就指出在一点 B, 同时有三条线通到发送点 O, 两条直接线 7 及 9, 一条反射线 8. O 到 A

之間为地面无訊号区。如果电磁波的频率比较高,那么从公式(9.12)可以看出 μ 接近于1,即折射作用弱,波不容易反射,在傾角还没能小到招致反射以前就可能先已经发生传播綫切于地球表面,如图9.12所示。这也就限制了发报点与收报点之间的距离。

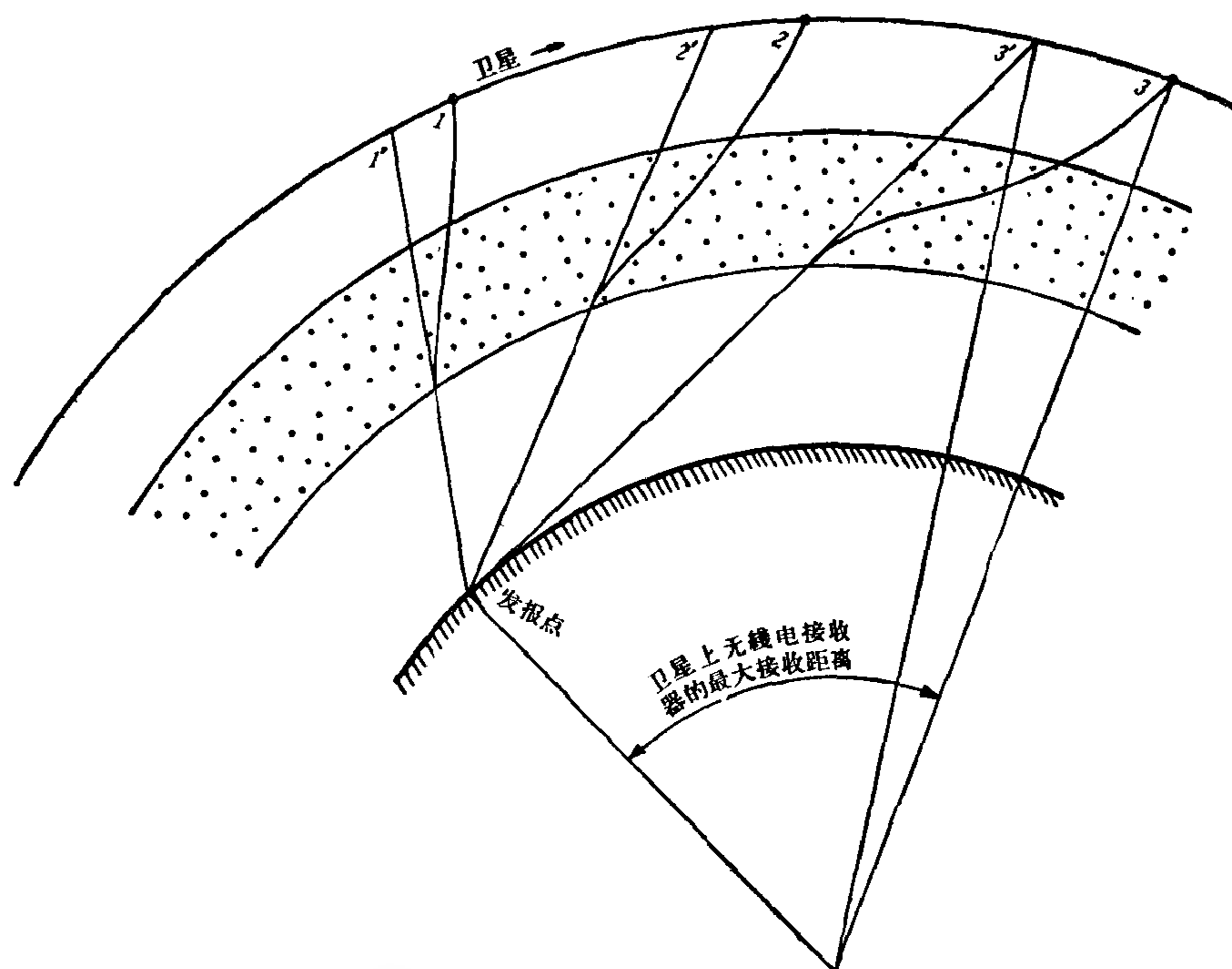


图 9.12 地面发报点,发出电磁波(比較高频)被地球电离层折射的情况

如果发报点在电离层之上,那么情况就如图9.13所示。这里也有一些能比较直接穿透电离层的綫,如1、2、3、4。但到了5、6、7等就受到更强的折射影响而散布到地球表面广大区域,訊号强度也就大大削弱。所以虽说在发报点的地球阴影地区也能收到訊号,但是訊号很弱。8、9、10綫代表跳去电离层的传播綫;而11綫为外切电离层的方向,发报方向傾角再减小就不再与电离层起作用了。B点代表一个值得注意的情况:在那儿可以有三条綫通向发报点O:两条綫由电离层反射来的,而另一綫是直接通向发报点O。如果我们使用的频率较高,折射的作用就比较弱,那么就可以出现如图9.14所示的情况,即出现 ABA' 的无訊号区。

从以上的介绍可以看出电磁波传播是一个复杂的问题。就以折射而论,一方面它使得訊号强度的计算复杂化,但另一面它也指出,如果我们使用不太高的频率,那么就可以利用电离层折射来扩大通讯区域,从而减少地面站的数目。后一点对地面

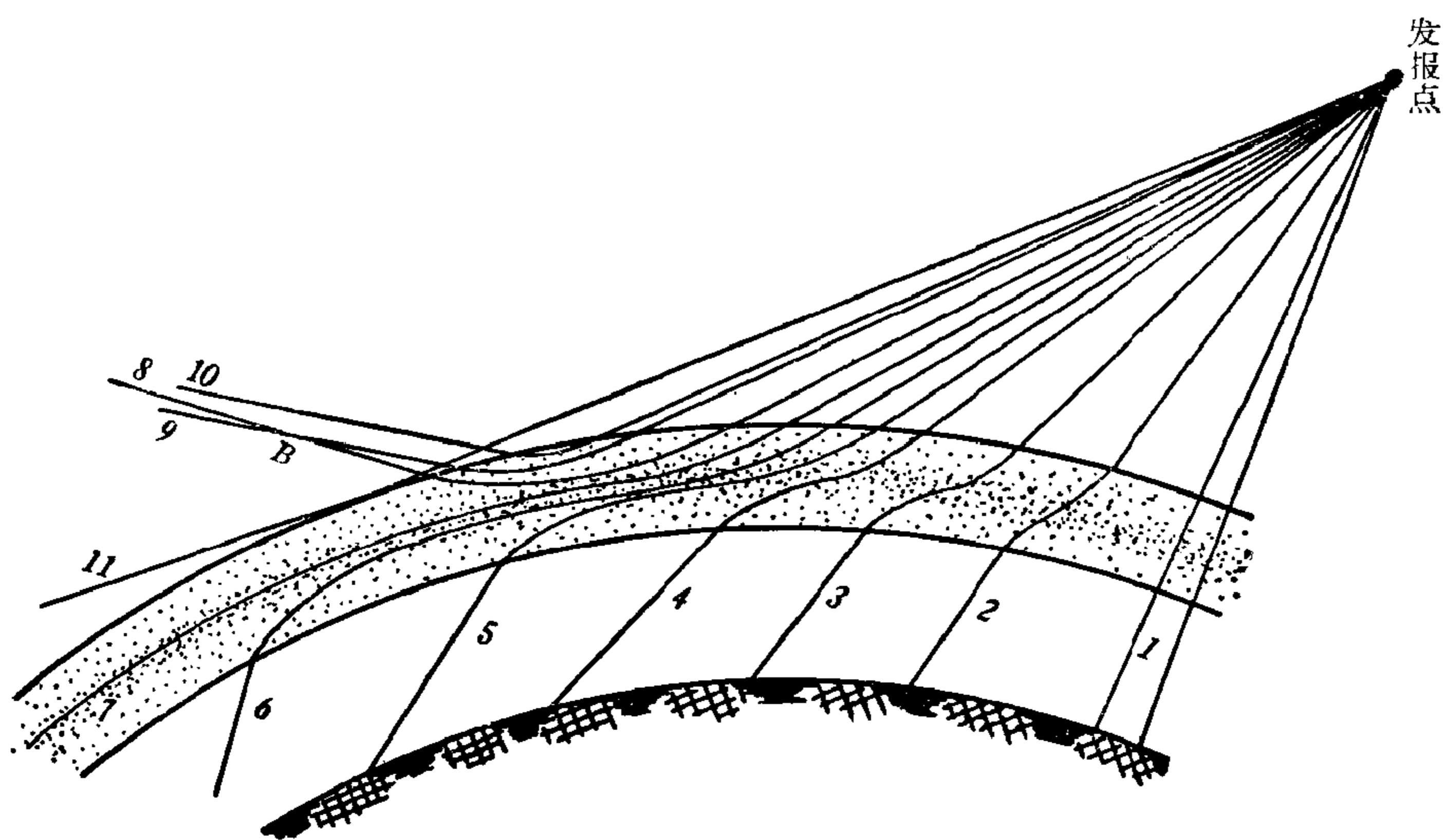


图 9.13 电离层上发报点,发出电磁波(比较低频)被地球电离层折射的情况

与人造地球卫星及卫星式飞船之间的通讯来说,尤其显得重要;这也说明为什么如表 9.1 所示,苏联在这类星际飞行器上用的频率不高。总之,电磁波传播问题是星际航行技术中的又一个要深入研究的问题,我们在上面所说的还是用了简化的球对称假设,实际上地球上各地的电离层不是均匀的,这又引入了新的因素;但是另一面也要看到解决问题的理论和资料是具备的,我们所要做的是利用近代计算技术进行大量的具

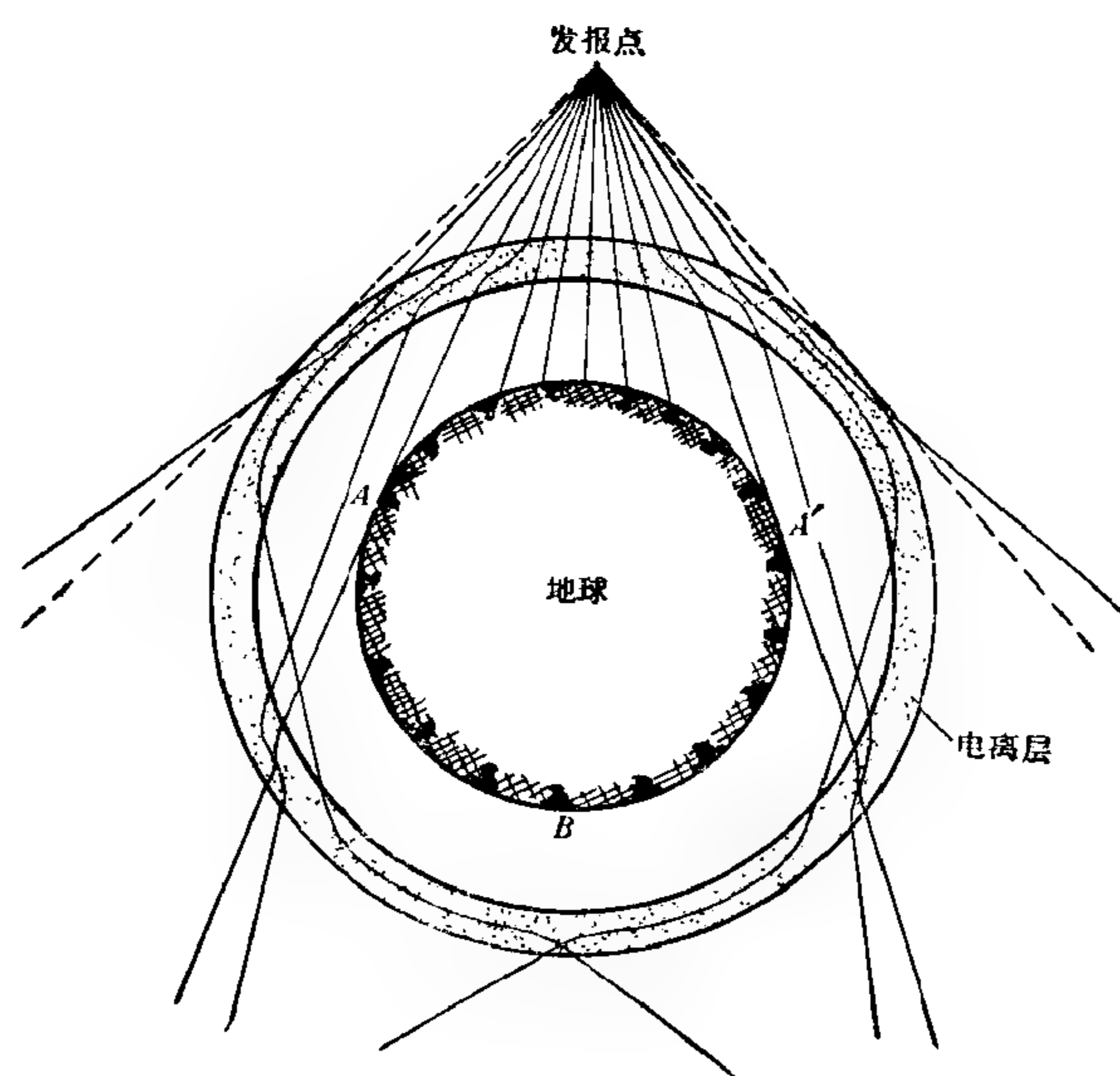


图 9.14 电离层上发报点,发出电磁波(比较高频)被地球电离层折射的情况

体計算和分析。

§ 9.10 光 波 通 訊

从一般通訊公式(9.1)中可以看出:如果我們縮短波长 λ ,我們就可以提高接收功率与发送功率之比,这就提高了通訊的效率。或者从另外一个角度看,保持 A_T/λ^2 的比率,那么縮短波长 λ 就能減小抛物面发送天綫的尺寸,也就是在保持通訊效率的前提下減輕重量,所以縮短波长对星际通訊来講总是有利的,問題在于能不能产生波长很短的、而相位又有規律的电磁波,然后再通过調制这种电磁波而把信息加上去。一般的单色光源,从波长来說是很短的,不到1微米,也就是不到3,000兆赫无线电波波长的十万分之一;但是它的相位是杂乱无章的,可以說完全是一种噪声,而且即便名义上是单色的,实际上它的頻率范围还是太寬。所以一般的光源虽說是一种波长很短的电磁波,但并不适于作远距离通訊用。

这种情况在近几年已有了变化,物理学家創制了光量子放大器,它能把一般光源的那种杂乱无章、頻帶很寬的光浓集到一个很窄的頻帶內,而且产生出来的光束,具有相位一致、方向一致、偏振一致的特点,也就是我們得到真正象无线电波那样的光波束。例如用一类螢光晶体(如紅宝石)为工質,就能制成这种光量子放大器,它能把本来波长分布在800埃($1\text{埃} = 10^{-8}\text{厘米} = 10^{-4}\text{微米}$)区域內的光能浓集到波长分布在1/10埃以內,而波束寬度只有1/10度。有了这样的光束就給星际通訊带来了全新的可能,开辟了高信息量、远距离通訊的光輝前景。在这种通訊系統中,我們可以直接利用太阳光作能源来激发光量子放大器。根据这些設想来計算系統的性能,发现我們將不但能实现高信息量的太阳系中的星际航行通訊,而且也有可能实现将来的恆星际中的宇宙航行通訊。自然,真正实现这种使用光量子放大器的通訊系統,还需要作大量的研究工作,要更进一步压缩光束的寬度,要解决調制頻率的問題,要解决加载信息即調制的問題。有人估計,这都将在近十年左右得到解决;那将是星际航行通訊技术的一个大发展。

第十章 再入大气层

§ 10.1 人造卫星或星际飞船的降落问题

在前面的章节中,主要是解决人造卫星或星际飞船的发射和运行问题。但是随着星际航行技术的发展,进一步的问题就是载人飞船飞出地球大气层或到太阳系的其他行星去。这样一来就给人们提出一个新问题,就是飞船如何在地球或其他星面上降落问题。而也只有当降落问题从理论和实际上得到解决之后,人们才能够乘上飞船到地球之外去旅行。显然,等到将来星际航行事业高度发展的时代,这些问题将会变成和现代航空一样寻常的事。

我们知道,不论是卫星或星际飞船,都是以相当高的速度绕地球运动(大约等于第一宇宙速度)或以更高的速度(速度达第二宇宙速度以上)接近地球或星球。为了使飞船降落在地面上,必须减低它的运行速度;因为当它以等于或大于第一宇宙速度飞行的时候,它是永远不会落到地面上来的。在发射飞船时是一个加速过程,即是要让飞船在运载火箭的推动下,由静止到运动,由低速到高速,最后达到飞行的目的。而降落过程实际上是发射的逆过程,即是要使高速飞行的飞船减速,最后降落在地面上。很显然,我们完全可以利用与飞船飞行方向相反的火箭沿着发射轨道及过程进行减速,沿发射轨道逆向降落到地面上。图 10.1 即表明了起飞与回地的两个方向相

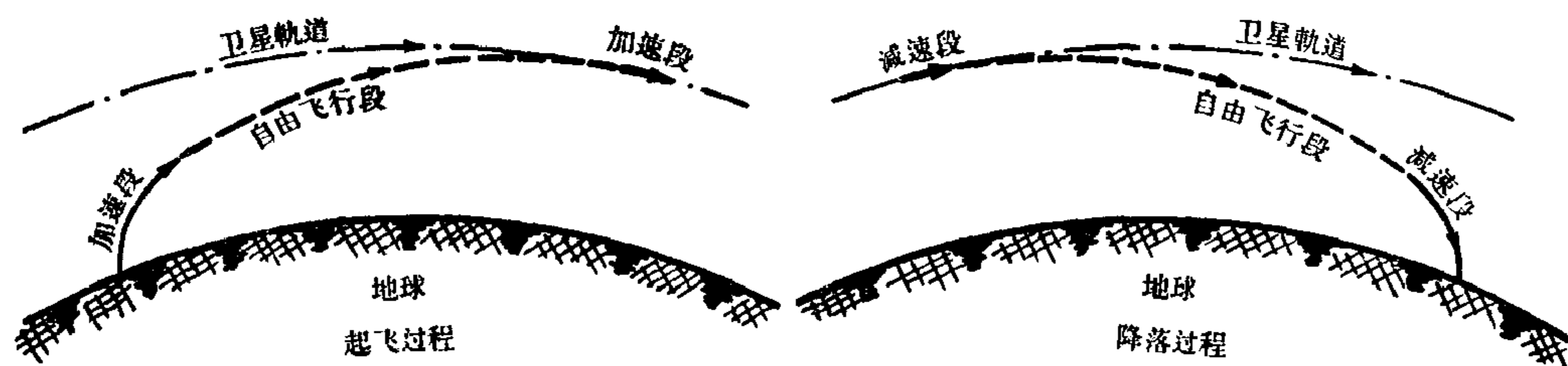


图 10.1 用火箭推力制动的轨道

反的轨道。这里应当指出,如果飞船是在没有大气包围(或大气非常稀薄)的星面上降落,如在月球上降落,这也许是一个唯一可行的办法。但是对于有大气层的星球(如地球、火星等)上降落,这确是一个原始的、而且十分不经济的办法。因为,要把一吨重的卫星从地面加速到 8 公里/秒的速度,则运载火箭的起飞重量约需 100 吨。所以要使卫星沿起飞路线相反的方向,由卫星轨道降落到地面,要求的减速运载火箭之重

与卫星本身重量之比为 1:100。因此,很容易看出,当要发射一地球卫星并降落到地球上,那么,降落到地面上的有效负载将为起飞时运载火箭总重量的 1/10,000。显然这种办法是十分不经济的。

更好的办法则是利用地球表面大气层的空气阻力来使飞船减速,这种办法确实是比前面的办法经济得多。它的减速过程是这样的:首先,让卫星或接近地球的星际飞船,用一小段推力,使它的轨道朝向大气层,这以后不再用火箭来减速,由于飞船以一定速度在空气中飞行,而受到大气的阻力作用,使飞船逐渐减速,最后降落到地面上。这样就可以节省大量的推进剂并大大地减轻发动机的重量,从而使降落单位质量所需的运载重量大大降低,提高了星际航行的飞行效果,使得星际航行和返回地面变得更加现实。然而,大气层对飞船的着陆还存在着不利的一面,那就是:由于卫星或星际飞船进入大气层时速度很高,为大气中声速的 25 倍以上。因此,空气对飞船的头部形成激波和摩擦,产生高热,如果没有采取特殊的措施,将使飞船烧毁。但对于这个问题,现在已经有办法解决,我们将在 § 10.4 节中阐述。所以这种利用空气阻力来降落是完全可能的,这就是所谓再入大气层问题。

§ 10.2 再入大气层的轨道分析

无论按照什么方式使卫星或飞船降落到地面上,它们都是遵循质点在中心力场中运动的原理,沿一定的轨道运动。在第六章里我们讨论过了质点的运动,因此我们有质点在极坐标中向原点力场的运动方程,径向及周向运动方程为

$$\frac{d}{dt} \left(\frac{dr}{dt} \right) = r \left(\frac{d\theta}{dt} \right)^2 - g + F_r; \quad (10.1)$$

$$\frac{d}{dt} \left(r^2 \frac{d\theta}{dt} \right) = r F_\theta. \quad (10.2)$$

这里 g (重力)可以看作不变的,因为再入时受到大气阻力作用一段的轨道高度变化只有一百多公里,比起地球半径来说太小了。此外,我们以 v 为飞船在轨道上的速度; φ 为飞行轨道与当地水平方向的夹角(如果对再入飞行,则 φ 为负值); M 为飞船的质量; D 为飞船受到的空气阻力; L 为升力(见图 10.2)。故得出单位质量飞船所受的径向力为

$$F_r = \frac{1}{M} [L \cos \varphi - D \sin \varphi]; \quad (10.3)$$

周向力为

$$F_\theta = \frac{1}{M} [-L \sin \varphi - D \cos \varphi]; \quad (10.4)$$

同时, 我們有飞船的径向飞行速度及周向飞行速度

$$\frac{dr}{dt} = v \sin \varphi; \quad (10.5)$$

$$r \frac{d\theta}{dt} = v \cos \varphi. \quad (10.6)$$

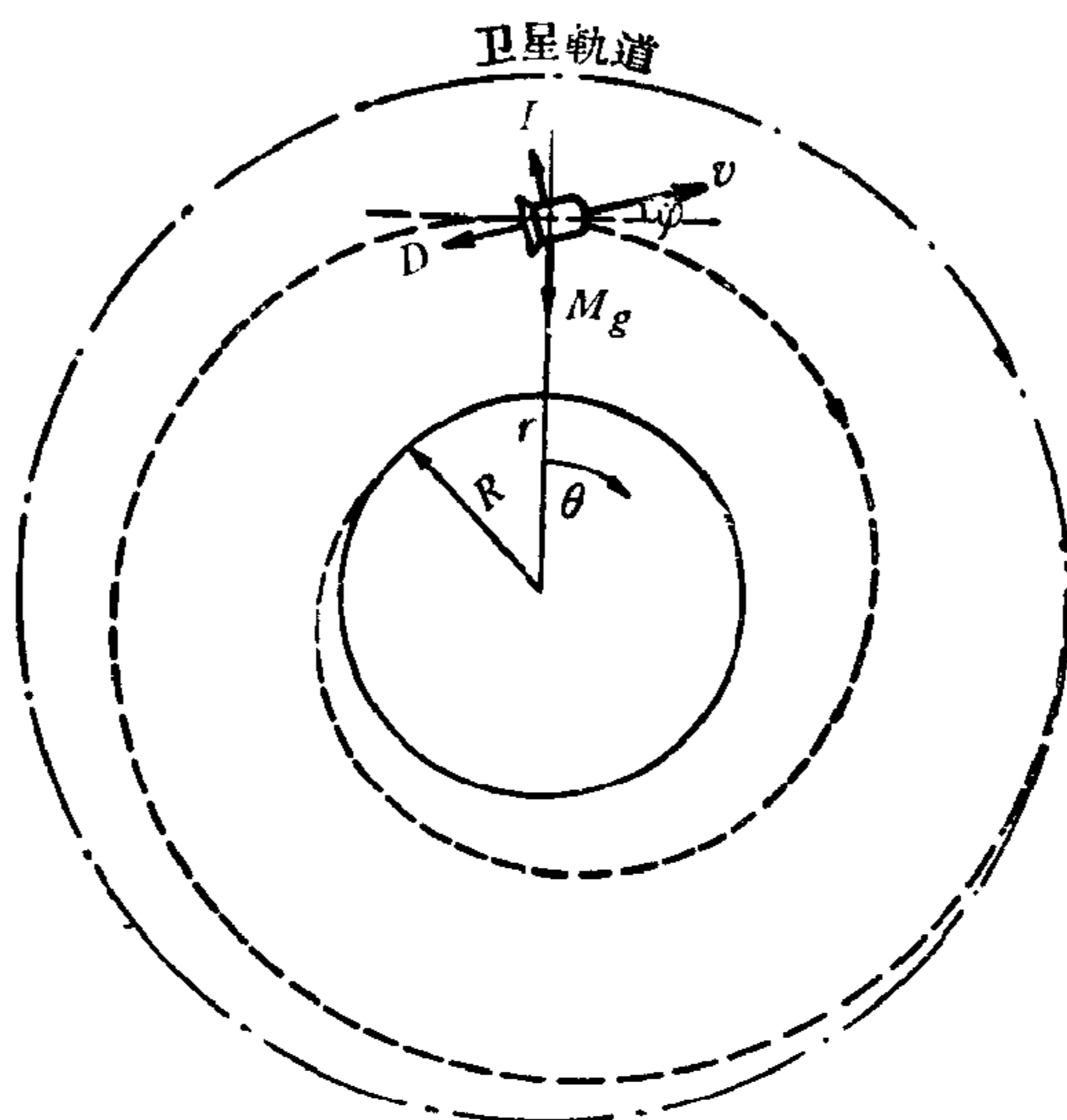


图 10.2 用大气制动的軌道

因此, (10.1) 及 (10.2) 式可写成

$$\frac{d}{dt} (v \sin \varphi) = \frac{v^2 \cos^2 \varphi}{r} - g + \frac{D}{M} \left[\frac{L}{D} \cos \varphi - \sin \varphi \right]; \quad (10.7)$$

$$\frac{d}{dt} (rv \cos \varphi) = -r \frac{D}{M} \left[\frac{L}{D} \sin \varphi + \cos \varphi \right]. \quad (10.8)$$

由空气动力学得知常用的阻力与升力关系为

$$D = \frac{1}{2} \rho_{\infty} v^2 A C_D = \frac{1}{2} \rho^* e^{-\beta h} v^2 A C_D; \quad (10.9)$$

$$L = \frac{1}{2} \rho_{\infty} v^2 A C_D \left(\frac{L}{D} \right) = \frac{1}{2} \rho^* e^{-\beta h} v^2 A C_D \left(\frac{L}{D} \right). \quad (10.10)$$

其中, ρ_{∞} 为在高度为 h (米) 处的空气密度, 而 ρ_{∞} 可以足够准确地表达为 $\rho_{\infty} = \rho^* e^{-\beta h}$, ρ^* 为地面的大气密度; β 为常数(量纲为[长度⁻¹]), $\beta = \frac{1}{7,000}$; A 为参考面积(一般用飞船在飞行方向的横截面); C_D 为无量纲阻力系数(一般 $C_D \approx 1$).

用飞船质量除(10.9)式得

$$\frac{D}{M} = \frac{\rho^* e^{-\beta h} v^2}{\frac{2M}{C_D A}}; \quad (10.11)$$

代入无量纲速度 $\bar{v} = \frac{v}{\sqrt{gr}}$, r 为飞船距地球中心的距离, 当 $r = R$ 时, 则 $\sqrt{gr} = V_1$

(第一宇宙速度); 同时当升阻比 $\left(\frac{L}{D}\right)$ 为常数, 而 L, D 的变化主要是依于 $e^{-\beta h}$ 及 v 的变化, 则(10.11)式可改写成

$$\frac{D}{M} = \frac{\left(\frac{\beta}{r}\right)^{\frac{1}{2}} \left(\frac{r}{\beta}\right)^{\frac{1}{2}} (gr) \bar{v}^2 \rho^* e^{-\beta h}}{\frac{2M}{C_D A}} = gr \left(\frac{\beta}{r}\right)^{\frac{1}{2}} \bar{v} Z,$$

即

$$\frac{D}{M} = g(\beta r)^{\frac{1}{2}} \bar{v} Z. \quad (10.12)$$

式中引入一个新的变数

$$Z = \frac{\rho^* \left(\frac{r}{\beta}\right)^{\frac{1}{2}} \bar{v} e^{-\beta h}}{\frac{2M}{C_D A}}. \quad (10.13)$$

从(10.12)式可以看得出来: D/M 是质量除阻力; 其量纲与加速度 g 相同; (βr) 是无量纲的, \bar{v} 也是无量纲的, 所以 Z 是无量纲的. 这样一来(10.7)及(10.8)式可以写成如下形式

$$\frac{1}{g} \frac{d}{dt} (\sqrt{gr} \bar{v} \sin \varphi) = \bar{v}^2 \cos^2 \varphi - 1 + (\beta r)^{\frac{1}{2}} \bar{v} Z \left\{ \frac{L}{D} \cos \varphi - \sin \varphi \right\},$$

$$\frac{1}{gr} \frac{d}{dt} (\sqrt{gr} \bar{v} \cos \varphi) = -(\beta r)^{\frac{1}{2}} \bar{v} Z \cdot \left\{ \frac{L}{D} \sin \varphi + \cos \varphi \right\}.$$

把这两个微分式展开, 并代入 $\frac{dr}{dt} = v \sin \varphi = \sqrt{gr} \bar{v} \sin \varphi$ 得

$$\begin{aligned} \frac{1}{g} \frac{d}{dt} (v \sin \varphi) &= \frac{1}{g} \frac{d}{dt} (\sqrt{gr} \bar{v} \sin \varphi) \\ &= \frac{1}{2} \bar{v} \sin \varphi \frac{1}{g} \sqrt{gr} \frac{1}{r} \sqrt{gr} \bar{v} \sin \varphi + \frac{1}{g} \sqrt{gr} \sin \varphi \frac{d\bar{v}}{dt} + \frac{1}{g} \sqrt{gr} \bar{v} \cos \varphi \frac{d\varphi}{dt} \\ &= \frac{1}{2} \bar{v}^2 \sin^2 \varphi + \frac{\sqrt{gr}}{g} \sin \varphi \frac{d\bar{v}}{dt} + \frac{\sqrt{gr}}{g} \bar{v} \cos \varphi \frac{d\varphi}{dt}; \end{aligned}$$

$$\begin{aligned}
\frac{1}{gr} \frac{d}{dt} (rv \cos \varphi) &= \frac{1}{gr} \frac{d}{dt} (\sqrt{gr^3} \bar{v} \cos \varphi) \\
&= \frac{3}{2} \frac{1}{gr} \bar{v} \sqrt{gr} \bar{v} \sqrt{gr} \sin \varphi \cos \varphi + \frac{\sqrt{gr}}{g} \cos \varphi \frac{d\bar{v}}{dt} - \frac{\sqrt{gr}}{g} \bar{v} \sin \varphi \frac{d\varphi}{dt} \\
&= \frac{3}{2} \bar{v}^2 \sin \varphi \cos \varphi + \frac{\sqrt{gr}}{g} \cos \varphi \frac{d\bar{v}}{dt} - \frac{\sqrt{gr}}{g} \bar{v} \sin \varphi \frac{d\varphi}{dt}.
\end{aligned}$$

所以(10.7)及(10.8)式最終成为

$$\begin{aligned}
\frac{1}{2} \bar{v}^2 \sin^2 \varphi + \frac{\sqrt{gr}}{g} \sin \varphi \frac{d\bar{v}}{dt} + \frac{\sqrt{gr}}{g} \bar{v} \cos \varphi \frac{d\varphi}{dt} \\
= \bar{v}^2 \cos^2 \varphi - 1 + (\beta r)^{\frac{1}{2}} \bar{v} Z \left\{ \frac{L}{D} \cos \varphi - \sin \varphi \right\}; \quad (10.14)
\end{aligned}$$

及

$$\begin{aligned}
\frac{3}{2} \bar{v}^2 \sin \varphi \cos \varphi + \frac{\sqrt{gr}}{g} \cos \varphi \frac{d\bar{v}}{dt} - \frac{\sqrt{gr}}{g} \bar{v} \sin \varphi \frac{d\varphi}{dt} \\
= -(\beta r)^{\frac{1}{2}} \bar{v} Z \left\{ \frac{L}{D} \sin \varphi + \cos \varphi \right\}. \quad (10.15)
\end{aligned}$$

将(10.14)式乘 $\sin \varphi$ 与(10.15)式乘 $\cos \varphi$, 并把乘积相加, 得

$$\bar{v}^2 \left(\frac{1}{2} \sin^3 \varphi + \frac{3}{2} \sin \varphi \cos^2 \varphi \right) + \frac{\sqrt{gr}}{g} \frac{d\bar{v}}{dt} = \bar{v}^2 \sin \varphi \cos^2 \varphi - \sin \varphi - (\beta r)^{\frac{1}{2}} \bar{v} Z;$$

所以

$$\frac{\sqrt{gr}}{g} \frac{d\bar{v}}{dt} = -\sin \varphi \left(\frac{1}{2} \bar{v}^2 + 1 \right) - (\beta r)^{\frac{1}{2}} \bar{v} Z. \quad (10.16)$$

将(10.14)式乘 $\cos \varphi$ 与(10.15)式乘 $\sin \varphi$, 并把乘积相减, 得

$$\begin{aligned}
\bar{v}^2 \left(\frac{1}{2} \sin^2 \varphi \cos \varphi - \frac{3}{2} \sin^2 \varphi \cos \varphi \right) + \frac{\sqrt{gr}}{g} \bar{v} \frac{d\varphi}{dt} \\
= \bar{v}^2 \cos^3 \varphi - \cos \varphi + (\beta r)^{\frac{1}{2}} \bar{v} Z \frac{L}{D};
\end{aligned}$$

所以

$$\frac{\sqrt{gr}}{g} \bar{v} \frac{d\varphi}{dt} = \cos \varphi (\bar{v}^2 - 1) + (\beta r)^{\frac{1}{2}} \bar{v} Z \frac{L}{D}. \quad (10.17)$$

针对实际情况可以对(10.16)式进行适当的简化。由于再入空气轨道与当地水平面的交角 φ 一般很小 ($\varphi < 5^\circ$), 因此, $\sin \varphi \cong 0$; 又知 \bar{v} 之数值为 1.0 的数量级,

所以(10.16)式中 $\sin \varphi \left(\frac{1}{2} v^2 + 1 \right)$ 很小,可以忽略;同时在一般情况下 $(\beta r)^{\frac{1}{2}}$ 中的 r 近于地球半径 R ,故 $(\beta r)^{\frac{1}{2}} = 30$,所以(10.16)式简化为

$$\frac{\sqrt{gr}}{g} \frac{d\bar{v}}{dt} = -(\beta r)^{\frac{1}{2}} \bar{v} Z = -30 \bar{v} Z. \quad (10.18)$$

这里所得出的(10.17)及(10.18)式即为我们的基本公式。但是,为了计算方便起见,我们将以 \bar{v} 为自变数, Z 及 φ 为未知数,来求得一普遍而简便的关系式。由前面得出的

$$Z = \frac{\rho^*}{\frac{2M}{C_D A}} \left(\frac{r}{\beta} \right)^{\frac{1}{2}} \bar{v} e^{-\beta h}$$

可知,其中 A , C_D , ρ^* 是常数; M 为飞船的质量。我们在 § 10.4 中将会看到,为了防热,飞船的质量会有些变化,但变化量比起飞船的原始质量来说,是很小的,因此可将飞船的质量看作不变;同时前面已经提到 $(\beta r)^{\frac{1}{2}}$ 在一般情况下变化亦不大,而式中 \bar{v} 及 $e^{-\beta h}$ 则由于飞船的速度及高度(即大气密度)改变,而变化很大,那么,令

$$C = \frac{\rho^*}{\frac{2M}{C_D A}} \left(\frac{r}{\beta} \right)^{\frac{1}{2}} = \text{常数},$$

故得出

$$Z = C \bar{v} e^{-\beta h}; \quad (10.19)$$

同时,飞船离地面的高度 $h = r - R$,而 R 为地球半径,是一个常数,所以

$$\frac{dh}{d\bar{v}} = \frac{dr}{d\bar{v}} = \frac{\frac{dr}{dt}}{\frac{d\bar{v}}{dt}}$$

所以,将(10.19)式对 \bar{v} 求一阶微商,再用(10.18)式,得

$$\begin{aligned} Z' = \frac{dZ}{d\bar{v}} &= C e^{-\beta h} + C \bar{v} e^{-\beta h} (-\beta) \frac{dh}{d\bar{v}} = \frac{Z}{\bar{v}} - Z \beta \frac{dr}{d\bar{v}} = \frac{Z}{\bar{v}} - Z \beta \frac{\frac{dr}{dt}}{\frac{d\bar{v}}{dt}} \\ &= \frac{Z}{\bar{v}} - Z \beta \frac{v \sin \varphi}{\frac{d\bar{v}}{dt}} = \frac{Z}{\bar{v}} - Z \beta \frac{\frac{\sqrt{gr} \bar{v} \sin \varphi}{(\beta r)^{1/2} \bar{v} Z}}{\frac{\sqrt{gr}}{g}}, \end{aligned}$$

即

$$Z' = \frac{Z}{\bar{v}} + (\beta r)^{\frac{1}{2}} \sin \varphi. \quad (10.20)$$

为了消去 $\sin \varphi$, 以(10.20)式再对 \bar{v} 取二阶微商, 再用(10.17)和(10.18)式, 得

$$\begin{aligned} Z'' &= \frac{d^2 Z}{d\bar{v}^2} = \frac{Z'}{\bar{v}} - \frac{Z}{\bar{v}^2} + \frac{1}{2} \frac{(\beta r)^{\frac{1}{2}}}{r} \sin \varphi \frac{dr}{d\bar{v}} + (\beta r)^{\frac{1}{2}} \cos \varphi \frac{d\varphi}{d\bar{v}} \\ &= \frac{Z'}{\bar{v}} - \frac{Z}{\bar{v}^2} + \frac{1}{2} \frac{(\beta r)^{\frac{1}{2}}}{r} \sin \varphi \frac{\frac{dr}{dt}}{\frac{d\bar{v}}{dt}} + (\beta r)^{\frac{1}{2}} \cos \varphi \frac{\frac{d\varphi}{dt}}{\frac{d\bar{v}}{dt}} \\ &= \frac{Z'}{\bar{v}} - \frac{Z}{\bar{v}^2} + \frac{1}{2} \frac{(\beta r)^{\frac{1}{2}}}{r} \frac{\sqrt{gr\bar{v}} \sin^2 \varphi \sqrt{gr}}{-(\beta r)^{\frac{1}{2}} \bar{v} Z_g} \\ &\quad + (\beta r)^{\frac{1}{2}} \cos \varphi \frac{\cos \varphi (\bar{v}^2 - 1) + (\beta r)^{\frac{1}{2}} \bar{v} Z \frac{L}{D}}{-(\beta r)^{1/2} \bar{v}^2 Z}; \end{aligned}$$

所以

$$Z'' = \frac{Z'}{\bar{v}} - \frac{Z}{\bar{v}^2} - \frac{1}{2} \frac{\sin^2 \varphi}{Z} - \frac{\cos^2 \varphi (\bar{v}^2 - 1) + (\beta r)^{\frac{1}{2}} \bar{v} Z \frac{L}{D} \cos \varphi}{\bar{v}^2 Z};$$

由于 φ 角很小, 故 $\frac{1}{2} \frac{\sin^2 \varphi}{Z}$ 很小, 可以忽略不计, 则上式变为

$$Z'' = \frac{Z'}{\bar{v}} - \frac{Z}{\bar{v}^2} - \frac{\cos^2 \varphi (\bar{v}^2 - 1) + (\beta r)^{\frac{1}{2}} \bar{v} Z \frac{L}{D} \cos \varphi}{\bar{v}^2 Z};$$

即

$$\bar{v} Z'' - \left(Z' - \frac{Z}{\bar{v}} \right) = \frac{\cos^2 \varphi (1 - \bar{v}^2)}{\bar{v} Z} - (\beta r)^{\frac{1}{2}} \left(\frac{L}{D} \right) \cos \varphi. \quad (10.21)$$

这里得出了 Z 对 \bar{v} 的二阶微分方程, 要解这个方程, 就必须具有两个初始条件, 由飞船的初始状态即可得出两个初始条件为: 当 $t = 0$ 时, 才开始进入大气层, 速度为初速 v_i , 而空气阻力还很小, 所以, $\bar{v} = \bar{v}_i$ 时, $Z = Z_i \cong 0$; 一般情况下当飞船从卫星轨道开始进入大气层的速度 $\bar{v}_i = 0.995$. 所以由(10.20)式得

$$Z' = Z'_i = \frac{Z_i}{\bar{v}_i} + (\beta r)^{\frac{1}{2}} \sin \varphi_i = (\beta r)^{\frac{1}{2}} \sin \varphi_i = 30 \varphi_i,$$

φ_i 为弧度. 有了初始条件, 就可以解此微分方程, 求出 Z . 再通过 Z 用(10.20)式确定再入轨道与当地水平面的交角 φ , 从而确定了再入轨道的参数.

由于通过解方程(10.21)就确定了 $Z(\bar{v})$ 的关系, 其他的参数也可以计算; 如减速

度的大小可按(10.18)式得出

$$-a = -\frac{1}{g} \frac{dv}{dt} = (\beta r)^{\frac{1}{2}} \bar{v} Z = 30 \bar{v} Z. \quad (10.22)$$

同样(10.18)式也给出了飞船减速的时间

$$dt = -\frac{1}{\sqrt{\beta g}} (\bar{v} Z)^{-1} d\bar{v};$$

所以

$$t = \frac{1}{\sqrt{\beta g}} \int_{\bar{v}_2}^{\bar{v}_1} \frac{d\bar{v}}{\bar{v} Z} = \sqrt{\frac{r}{g}} \frac{1}{\sqrt{\beta r}} \int_{\bar{v}_2}^{\bar{v}_1} \frac{d\bar{v}}{\bar{v} Z} = 27 \int_{\bar{v}_2}^{\bar{v}_1} \frac{d\bar{v}}{\bar{v} Z}. \quad (10.23)$$

以上推演的結果,充分地显示了我們所用的变数不仅是无量綱的,便于运算,而更重要的是在于利用一个 $Z(\bar{v})$ 的关系,就概括了所有的再入軌道,代表了再入軌道問題的正确相似律。即是說在方程中并不出現具体的質量、阻力系数和面积,而只与飞船的飞行速度,离地面的高度,軌道的角度有关;这样一来求出 Z 及 \bar{v} 的解,对于任何飞船都是适用的。因此,前面所作的一系列推演和无量綱化是十分有意义的。具体來說,(10.22)及(10.23)式表明:对某一类軌道來說,例如沒有升力($L/D = 0$),初始軌道傾角 φ_i 为一定值的軌道,最大減速度及总的阻力飞行段時間都与卫星或飞船的尺寸及重量无关,这是很有意义的結果。当然,尽管最大減速度对每一类軌道都是一样的,都出現在一定的 Z 及 \bar{v} 值,但从(10.13)式看出, $M/C_D A$ 参数越小时,相应的 $e^{-\beta h}$ 也越小,即 h 越大。这就是說,質量越是小,阻力系数或截面越大,最大減速度出現的高度也就越高。实际上这就是說,由于阻力相对地大,減速度自然也大;但也就是因为減速度大,飞行速度比較快地变小了,这又使阻力变小,減速度也变小。这两个相反作用的因素使最大減速度保持不变,只变最大減速度出現的高度。

§ 10.3 两种再入軌道

目前,以空气的阻力来減速的卫星或飞船可以采用两种軌道:最簡單的办法是不用升力的軌道,其次是用升力的軌道。

不用升力的再入軌道

不用升力的再入軌道就是飞船在受大气阻力作用下不产生任何升力(即 $L/D = 0$),而这种办法中最簡單的还是阻力系数 C_D 也不变,即是說在大气层的飞行过程中,飞船的形状、参考面积都不发生变化。这种办法虽然簡單,但它所存在的問題也較大。首先,它在減速过程中的最大減速度大,而又无法进行調节。为了使最大減速度滿足

人体的要求(即超重的限制),需要将再入角限制到 5° 以下;实际上一般为 $-\varphi_i = 1^\circ - 3^\circ$,这样可使最大减速度控制在 $8-14g$ 之間。这样把再入角的幅度限制在很小的范围也可使飞船不致过度受热。但是,由于角度很小,如果控制得不当, φ_i 成为一正角,軌道不是傾入空气层,而是傾向空气层外,那么,飞船就很容易跳出大气层。因此,对于制导的要求比較高。

如果仍然不利用升力的話,可以用变阻力系数 C_D 的办法。即当再入开始时,由于空气很稀薄,我們可以在一定的减速度下加大 φ 角,来保証飞船不跳出大气层。同时当飞船繼續进入大气层时,則可以調节它的阻力系数来改变受热状况。阻力系数的調节主要是采用調节飞船尾部的裙翅(見图 10.3),即是增大受阻力面积和改变形

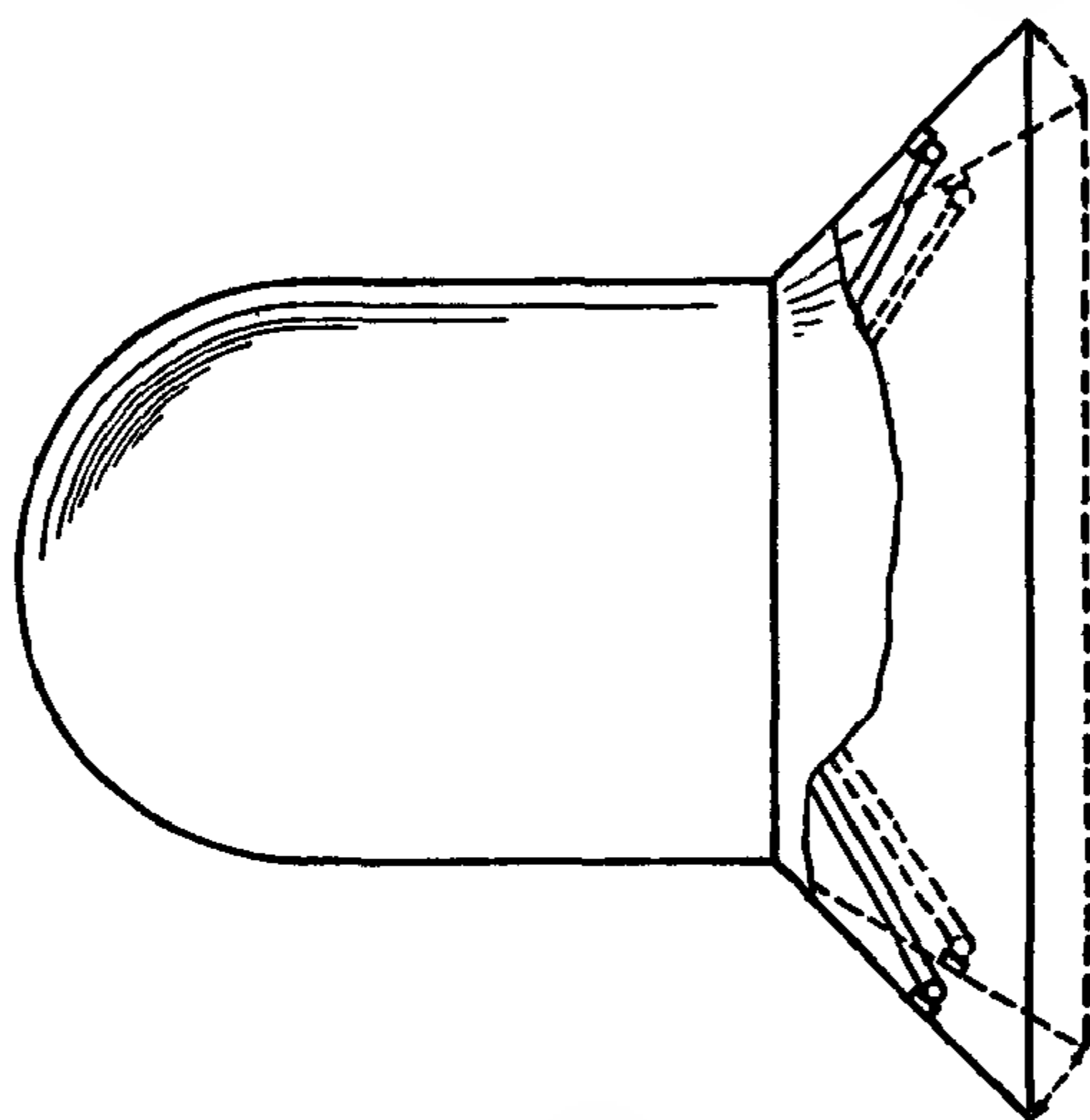


图 10.3 变阻力系数的設計

状。由于阻力系数的調节,因而可以避免减速度太大,一般可比上述办法的最大减速度小 50%,显然这种办法較为优越。

由于 $L/D = 0$,即升力为零,所以(10.21)式可以簡化为

$$\bar{v}Z'' - \left(Z' - \frac{Z}{\bar{v}}\right) = \frac{\cos^2 \varphi (1 - \bar{v}^2)}{\bar{v}Z}. \quad (10.24)$$

方程虽被簡化了,但是仍然是个非綫性方程,要解这簡化后的方程(10.24)还是比較困难的,必須采用数值积分的方法来求解,表 10.1 即是用数值积分法求解得出的具体数值。根据(10.22)式 $\bar{v}Z$ 代表减速度的大小,表 10.1 里带黑綫的 $\bar{v}Z$ 是其最大值,也就是最大减速度的代表值。我們从表中可以看出最大减速度随着初始傾角 $-\varphi_i$ 的增加而加大,但总的减速時間却因 $-\varphi_i$ 的加大而減短。

表 10.1 在 $\frac{L}{D} = 0$ 和 $0 \leq -\varphi_i \leq 5^\circ$ 条件下, Z 和有关的数值表

$\bar{\nu}$	$-\varphi_i = 0^\circ$			$-\varphi_i = 0.5^\circ$			$-\varphi_i = 1^\circ$			$-\varphi_i = 2^\circ$			$-\varphi_i = 3^\circ$			$-\varphi_i = 4^\circ$		
	Z	$\bar{\nu}Z$	t (秒)	Z	$\bar{\nu}Z$	t (秒)	Z	$\bar{\nu}Z$	t (秒)	Z	$\bar{\nu}Z$	t (秒)	Z	$\bar{\nu}Z$	t (秒)	Z	$\bar{\nu}Z$	t (秒)
0.995	0.00058	0.000577	0	0.00131	0.00130	0	0.0026	0.00259	0	0.0052	0.00517	0	0.0078	0.00776	0	0.0105	0.01045	0
0.99	0.00165	0.001635	140	0.00270	0.00267	72	0.0053	0.00525	37	0.0105	0.0104	18	0.0157	0.01554	12	0.0209	0.0207	9
0.98	0.00467	0.00458	238	0.00603	0.00591	140	0.0108	0.01059	73	0.0210	0.0206	37	0.0313	0.0307	24	0.0416	0.0408	18
0.96	0.01315	0.01262	309	0.01457	0.01399	199	0.0229	0.0220	108	0.0422	0.0405	55	0.0624	0.0600	37	0.0827	0.0795	28
0.94	0.0241	0.02266	341	0.0253	0.0238	229	0.0361	0.03396	128	0.0638	0.0600	66	0.0934	0.0878	44	0.1233	0.1160	33
0.92	0.0369	0.03392	360	0.0378	0.03478	248	0.0505	0.04640	141	0.0858	0.0789	74	0.1243	0.1144	50	0.1633	0.1502	38
0.90	0.0515	0.0464	374	0.0519	0.0467	262	0.0660	0.0594	152	0.1080	0.0972	80	0.1550	0.1395	54	0.203	0.1828	41
0.85	0.0939	0.0798	396	0.0934	0.0794	284	0.1092	0.0928	170	0.1651	0.1403	92	0.231	0.1963	62	0.300	0.255	47
0.80	0.1435	0.1148	411	0.1421	0.1138	298	0.1580	0.1264	183	0.224	0.1793	100	0.306	0.2448	68	0.393	0.3144	52
0.75	0.1991	0.1494	421	0.1970	0.1478	309	0.212	0.1590	192	0.284	0.2130	107	0.380	0.2850	74	0.482	0.3618	56
0.70	0.260	0.1820	429	0.257	0.1800	317	0.270	0.1890	200	0.346	0.2422	113	0.452	0.3160	78	0.568	0.3980	59
0.65	0.324	0.2108	436	0.321	0.2086	324	0.333	0.2164	207	0.409	0.2660	119	0.523	0.3400	82	0.649	0.4220	63
0.60	0.392	0.2352	442	0.389	0.2332	330	0.398	0.2388	213	0.474	0.2842	124	0.591	0.3542	86	0.726	0.4360	66
0.55	0.463	0.2546	448	0.460	0.2530	336	0.466	0.2564	218	0.538	0.2960	128	0.657	0.3620	90	0.797	0.4380	69
0.50	0.536	0.2680	453	0.533	0.2666	341	0.537	0.2684	223	0.603	0.3020	133	0.721	0.3602	94	0.863	0.4315	72
0.45	0.610	0.2742	458	0.607	0.2736	346	0.608	0.2740	228	0.668	0.3008	137	0.781	0.3520	98	0.922	0.4150	75
0.40	0.684	0.2736	463	0.681	0.2724	351	0.680	0.2720	233	0.732	0.2923	142	0.838	0.3354	102	0.974	0.3898	79
0.35	0.757	0.2648	468	0.754	0.2640	356	0.752	0.2630	238	0.794	0.2780	147	0.890	0.3114	106	1.018	0.3562	82
0.30	0.827	0.2480	473	0.824	0.2470	361	0.821	0.2460	244	0.853	0.2560	152	0.936	0.2810	110	1.052	0.3158	86
0.25	0.892	0.2228	479	0.890	0.2226	367	0.885	0.1770	249	0.907	0.2268	157	0.975	0.2438	115	1.076	0.2690	91
0.20	0.949	0.1898	486	0.947	0.1895	374	0.942	0.1883	256	0.954	0.1909	164	1.005	0.2010	121	1.086	0.2170	97
0.15	0.992	0.1487	493	0.991	0.1487	382	0.986	0.1479	264	0.989	0.1484	172	1.021	0.1532	129	1.079	0.1619	104
0.10	1.009	0.1009	504	1.009	0.1009	392	1.005	0.1005	275	1.002	0.1002	182	1.016	0.1016	139	1.048	0.1048	114
0.05	0.958	0.0479	521	0.958	0.0479	409	0.956	0.0478	292	0.952	0.0476	200	0.952	0.0476	157	0.960	0.0480	131
0.025	0.825	0.02062	537	0.825	0.02062	425	0.824	0.0206	337	0.822	0.02052	215	0.820	0.0205	172	0.821	0.02052	146

用升力的再入軌道

利用变阻力系数的方法虽比较好,但仍不及利用升力的办法。这种軌道是飞船在大气层中飞行受到阻力的同时,相应地也产生一定比例的升力,从而可以降低最大減速度(即可以使 $-\varphi_i$ 角小),飞船在大气中沿着一定軌道滑翔到地面。这种軌道,如果 $L/D = \text{常数}$, $-\varphi$ 很小时, $\cos \varphi = 1$,那么,可以找到下面的解

$$Z = \frac{1 - \bar{v}^2}{(\beta r)^{\frac{1}{2}} \frac{L}{D} \bar{v}}, \quad (10.25)$$

滿足于方程(10.21)。这种軌道虽然可以利用簡便办法求解,其減速度也較小,完全能适应載人飞船的需要。但是,对于实际应用上确并不适合;原因在于它所需要的滑行時間很长,从而延长了防热的時間,也增加了設計的困难。目前看来較现实的办法是用变升力的办法,这样既可縮短飞船的減速時間,減輕防热問題,又可保証減速度在适当的范围。这就是按照飞行的具体状况調节升力,如在开始进入大气层时,可以使 φ 角大些,少用或不用升力,即減速快些,而当大气密度增大,飞船速度又較高,加热太剧烈,或者減速度超过要求时,則可增加升力,从而使飞船的軌道上升一些,降低加热量及減速度,来适应飞船和人的要求。这样既可保証使加热量保持較低的水平,而減速度不超过人生理条件的要求,提高了飞船的飞行效果,又使人和飞船安全地滑翔到地面。

§ 10.4 防 热 設 計

飞船再入大气层的問題,一方面是要考虑采用再入大气层的軌道类型并进行計算,另一方面还要考虑飞船再入大气层时其表面产生了很高的温度(大約在 $10,000^\circ\text{K}$ 左右)。因此,如何才能使飞船再入大气层时,在这样高的温度下不被烧掉,而能完整的降落到地面,就是一个相当重要而必須解决的問題。所以当我們討論了再入大气层的軌道計算以后,必須对再入大气层时气流向飞船所传递的热流量,以及在这样高的热流量下,对飞船的烧蝕防护要求进行分析和計算,从而寻找出解决飞船在高温下不被烧掉的方法。

首先我們对再入大气层时的热流量进行討論。根据流体力学里的能量关系,即§ 2.5 中的公式(2.7)和(2.11),我們就可以得到下列关系:

$$c_{p,2} T_c = c_{p,2} T_\infty + \frac{1}{2} \frac{v^2}{J_g}. \quad (10.26)$$

其中 $T_e(^{\circ}\text{K})$ 为飞船头部的气流温度, 即气流的驻点温度; $T_{\infty}(^{\circ}\text{K})$ 为外层空气的温度, 也就是在距离地面一百公里高的大气温度, 其数值约为 440°K ; J 为热功当量, 其数值为 426.85 公斤·米/大卡; $c_{p,2}$ 为空气的定压比热, 即每公斤空气温度升高一度所吸收的热量, 大卡/公斤·度. 计算的结果表明驻点温度高达 $8,000-10,000^{\circ}\text{K}$. 由于外层空气的温度 T_{∞} 相对于驻点温度而言是相当小的, 可以忽略, 这也就说明了气流驻点温度主要是由动能产生的. 为了简化计算可将(10.26)式改写成:

$$T_e \approx \frac{1}{2} \frac{v^2}{J g c_{p,2}}. \quad (10.27)$$

代入速度的无量纲形式, 并取 r 相当于飞船平均高度, 即约 $r = 6.45 \times 10^6$ 米, 则

$$T_e \approx \frac{1}{2} \frac{g r}{J g c_{p,2}} \bar{v}^2 = \frac{7550}{c_{p,2}} \bar{v}^2. \quad (10.28)$$

由于头部气流的温度近于 $10,000^{\circ}\text{K}$, 而飞船本身的温度比气流温度低很多, 它相当于外层大气的温度 T_{∞} , 这样就产生了气流向飞船传递的热流量. 在具体说明计算热流量之前, 我们必须首先指出, 由于一般飞船设计将采用较小的 $M/C_D A$ 这个参数, 那么按照 § 10.2 的分析, 轨道上出现大热流量的地方与出现大减速度的地方一样是在高空. 高空的密度比较小, 气动力参数之一的雷诺数, 即 $\frac{\rho_{\infty} v l}{\mu}$ 较小 (其中 l 为参考

长度, 如飞船长, μ 为空气粘度). 在雷诺数小的情况下, 围绕飞船表面的气流是平稳的, 叫做层流. 因此我们在以下的热流量计算中, 流动假设为层流. 如果设 $q_{0,s}$ 为最大的热流量, 即在头部驻点温度处的热流量, 其单位为大卡/米²·秒; ρ_{∞} 为外层大气的密度, 公斤/米³; \mathcal{R} 为飞船头部表面的曲率半径, 单位为米. 根据气动力学计算在

头部的热流量 q_0 与 $\sqrt{\frac{\rho_{\infty} T_e}{\mathcal{R}}} T_e$ 成正比例. 其根号内的温度表示了温度对粘性系数的影响. 这是由于对于气体而言, 当温度升高时其粘度上升, 而导热系数也相应的增加. 这时其最大热流量可以代入(10.27)式则得

$$q_{0,s} \sim \sqrt{\frac{\rho_{\infty} v^2}{\mathcal{R}}} v^2. \quad (10.29)$$

利用了大气密度随距离地表面的高度而变化的关系, 并代入速度的无量纲形式, 就可以进行下列的变换, 则

$$\frac{\rho_{\infty} v^2}{\mathcal{R}} = \frac{\rho^* e^{-\beta h}}{\frac{2M}{C_D A}} \cdot \frac{2M}{C_D A \mathcal{R}} \left(\frac{r}{\beta}\right)^{\frac{1}{2}} \left(\frac{\beta}{r}\right)^{\frac{1}{2}} (g r) \bar{v}^2,$$

所以

$$\frac{\rho_{\infty} v^2}{R} \sim \frac{M}{C_D A \mathcal{R}} \bar{v} Z. \quad (10.30)$$

将(10.30)式代入(10.29)式里,并代入速度的无量纲形式,因其中 $(\beta r)^{\frac{1}{2}}g$ 为常数,所以就得到下列比例关系

$$q_{0,s} \sim \sqrt{\frac{M}{C_D A \mathcal{R}}} (\bar{v} Z)^{\frac{1}{2}} \bar{v}^2. \quad (10.31)$$

其中 M 为飞船的质量,换算成重量的关系,则(10.31)式变成

$$q_{0,s} \sim \sqrt{\frac{W}{C_D A \mathcal{R}}} (\bar{v} Z)^{\frac{1}{2}} \bar{v}^2. \quad (10.32)$$

其中, A 为气动力系数的参考飞船截面面积(米²). 我们所讨论的层流情况下,其热流量的具体关系为

$$q_{0,s} = 70.5 \left(\frac{W}{C_D A \mathcal{R}} \right)^{\frac{1}{2}} (\bar{v} Z)^{\frac{1}{2}} \bar{v}^2. \quad (10.33)$$

由于飞船的其他部分因温度及曲率半径不同,故其热流量也不同,因此对于飞船其他部分的热流量为

$$q_0 = 70.5 k_I \left(\frac{W}{C_D A \mathcal{R}} \right)^{\frac{1}{2}} (\bar{v} Z)^{\frac{1}{2}} \bar{v}^2, \quad (10.34)$$

而

$$k_I = \frac{q_0}{q_{0,s}} \quad (10.35)$$

是一个修正系数,它表示了局部热流量与最大热流量的比值.

由以上计算可以看出,气流温度高达一万度,因此就要求飞船所使用的材料能够承受这样高的温度. 目前看来,还没有任何材料的熔点超过 4000°C, 因此不能承受这样高的温度. 为了解决高温带来的困难,曾经有人提出了一些办法,其中最原始的想法是在飞船的表面有一层很厚的金属如铜,这一层金属在高温下允许它被熔化,因熔化会吸收热量,从而吸走了传至飞船的热量,使飞船的本体不被烧掉,这就叫热沉式的设计. 但热沉式的方法,由于被热熔的金属易被气流吹掉,其吸收的热量不多,金属的消耗却很大,所以是不经济的. 因此又有人提出烧蚀式的方法,也就是飞船的表面层是用含有大量高分子物质的烧蚀材料构成,如含大量塑料的玻璃钢,其高分子物质在高温下吸收热量,温度上升达到它的分解温度 T_d , 就开始分解,同时在分解的过程中吸收很多热. 分解温度相对于飞船头部外层气流的温度是低得多,所以分解气体继续被加热,一直到使温度达到外层气流的温度为止. 这些高分子物质的分解气体,在飞船的表面就形成了一层气膜保护层,它吸收热量,保护了飞船不因高

温而被烧掉, 见图 10.4. 这种方法随着高分子物质的分解逸出, 使飞船的外形尺寸发

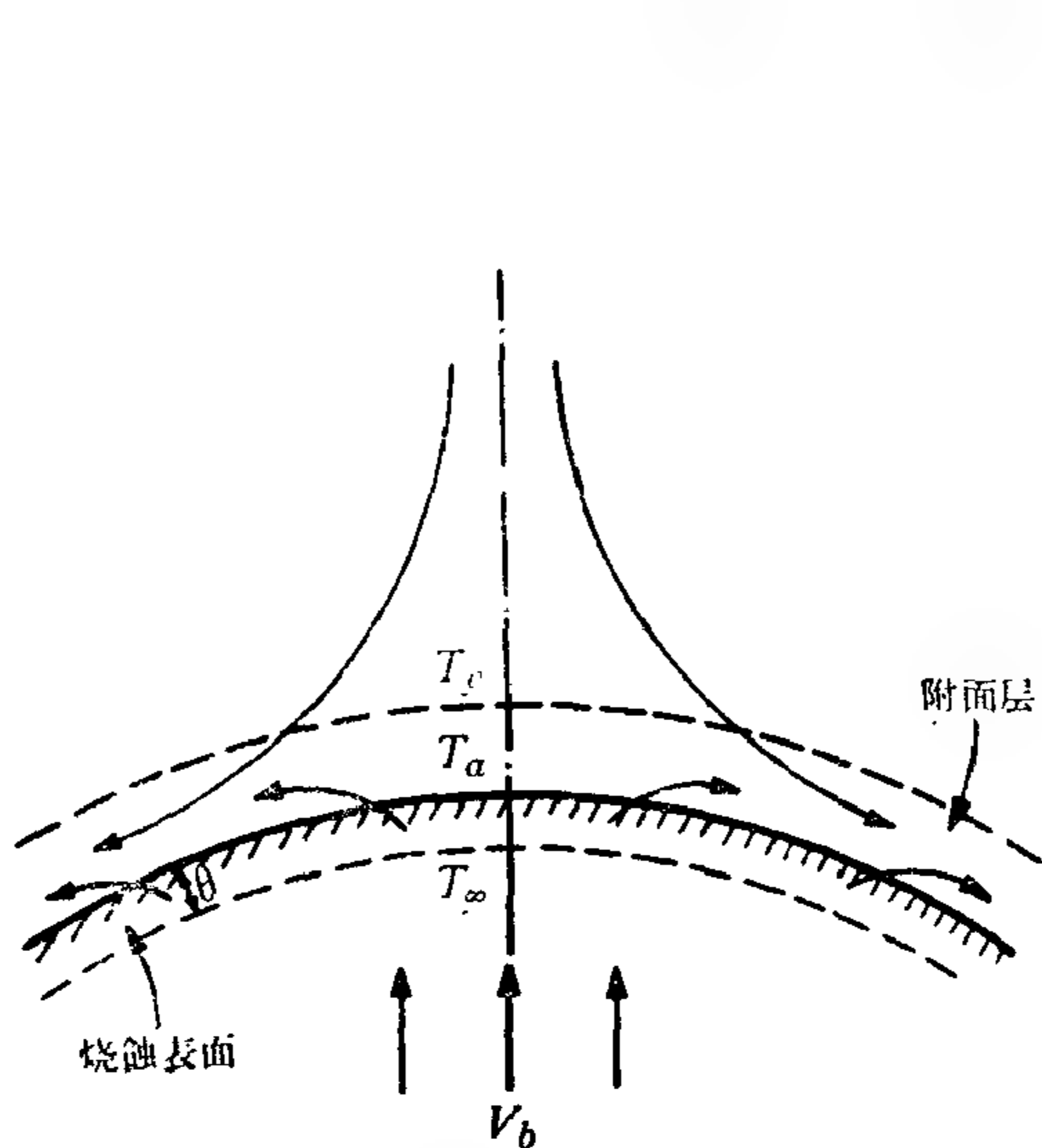


图 10.4 正常烧蚀的流动状态图
 θ 为加热厚度; V_b 为飞船飞行速度.

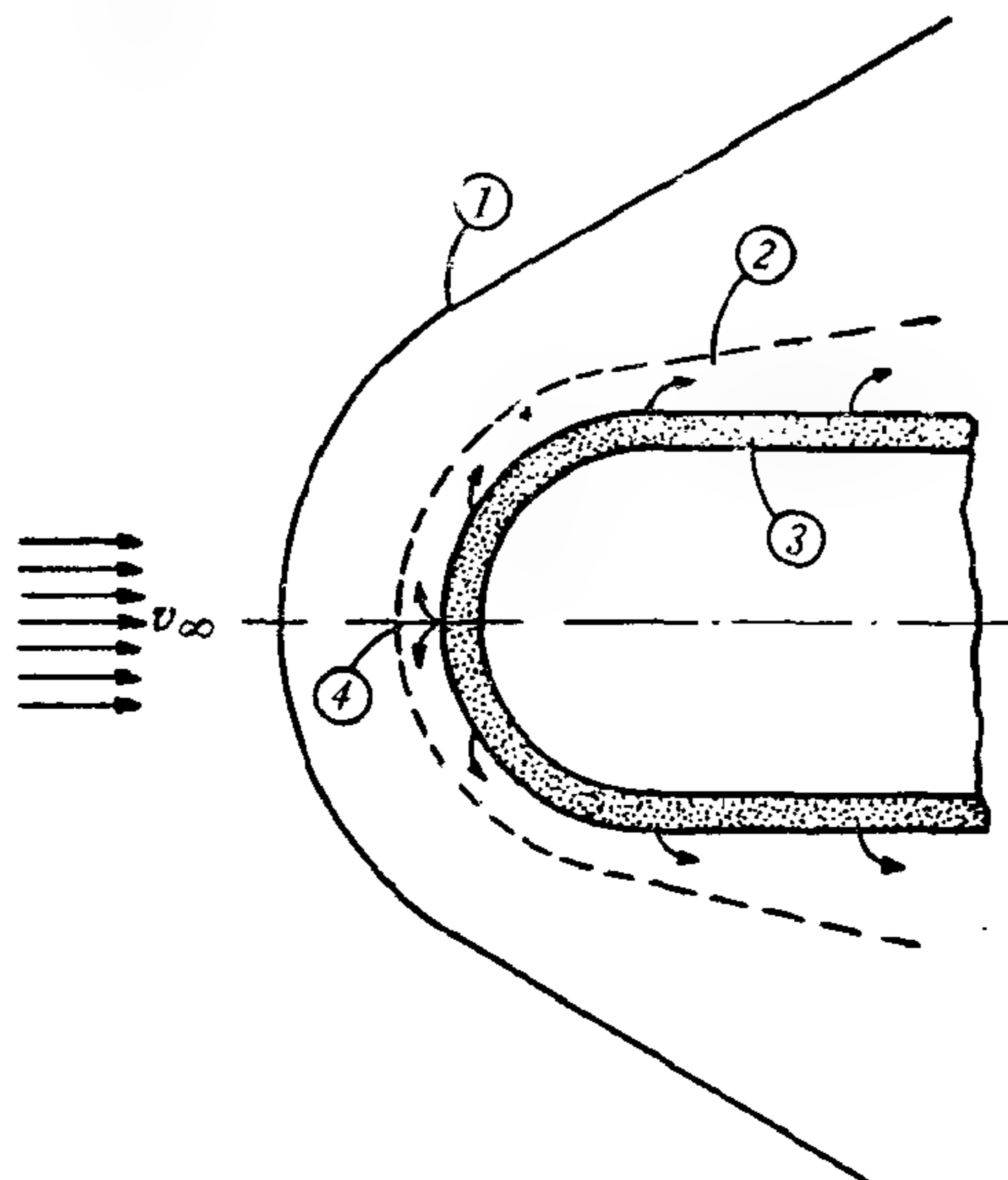


图 10.5 发散式冷却流动状态图
①——激波; ②——附面层; ③——飞船外层的多孔壁;
④——通过多孔壁冷却流体.

生了变化, 它对于在不用升力, 并且用允许飞船外形变化的情况下, 是一种较实际可行的办法. 当进入大气层的速度更高, 要控制加速度就要采用升力, 不控制外形就不行了, 那么还可以用一种较好的办法, 即发散式的冷却方法. 它是用有多孔的材料作为飞船的外层表面, 而冷却液体就从这些孔被挤出, 见图 10.5. 在这个过程中, 液体吸热达到蒸发温度, 继续吸热并蒸发变成蒸汽, 蒸汽的温度继续上升, 一直达到外层气体温度, 最后进入外部气流. 这种办法的主要好处是在吸走了传向飞船的热量, 同时还保持了飞船表面的形状和尺寸. 因此它是一种今后可以考虑的一种较好的方案, 但目前讨论最多而较成熟的还是烧蚀式的方法. 由于从我们对烧蚀量或者冷却剂流量的计算观点来看, 烧蚀式和发散冷却式没有区别, 因此可以一起来考虑, 得出共同使用的计算公式.

当对再入飞行器的防热设计要求进行分析和计算的时候作了如下的简化: (1) 烧蚀物质及发散冷却剂的密度、热传导系数、比热以及烧蚀材料的分解热或者冷却剂的汽化潜热保持为常数; (2) 气流中混合气体的普朗特数 Pr 和史密特数 Sc 、烧蚀材料或冷却剂汽化后的比热 $c_{p,1}$ 和在激波后面的空气比热 $c_{p,2}$ 保持为常数 (实际是温度的函数); (3) 烧蚀材料分解温度或冷却剂的汽化温度 T_a 保持不变. (4) 由烧蚀材料的烧蚀所引起的外形变化, 相对于传热计算是可以忽略的. 另外, 由于热的传导方

向主要是在垂直于表面的方向,沿着表面的传热量很小,可以忽略. 这一些简化假设虽然会引入一些误差,但其量不大,我们由此得到的公式仍然可以用于进行设计中的计算.

如果 $\frac{dm}{dt}$ 为单位时间单位面积的烧蚀量,或者冷却剂流量(公斤/米²·秒); c_b 为烧蚀材料在固态时的比热或液体发散冷却剂的比热(大卡/公斤·度); L 为烧蚀材料分解时的吸热量或者液体冷却剂的汽化潜热;
 \tilde{c}_p 为烧蚀材料分解气体或冷却剂汽化后气体与外界空气混合后的比热(大卡/米²·度);
 T_∞ 是高空大气的温度,也就是烧蚀材料或冷却剂原来的温度; T_a 为烧蚀材料的分解温度或发散冷却剂的汽化温度; $\alpha(T_e - T_a)$ 为保护层气体的有效温升. 那么每公斤烧蚀材料或冷却剂首先在分解前或汽化前吸收 $c_b(T_a - T_\infty)$ 大卡的热;然后汽化或分解吸收 L 大卡的热;最后温度升到炽热,再吸收 $\alpha\tilde{c}_p(T_e - T_a)$ 大卡,一共吸收 $c_b(T_a -$

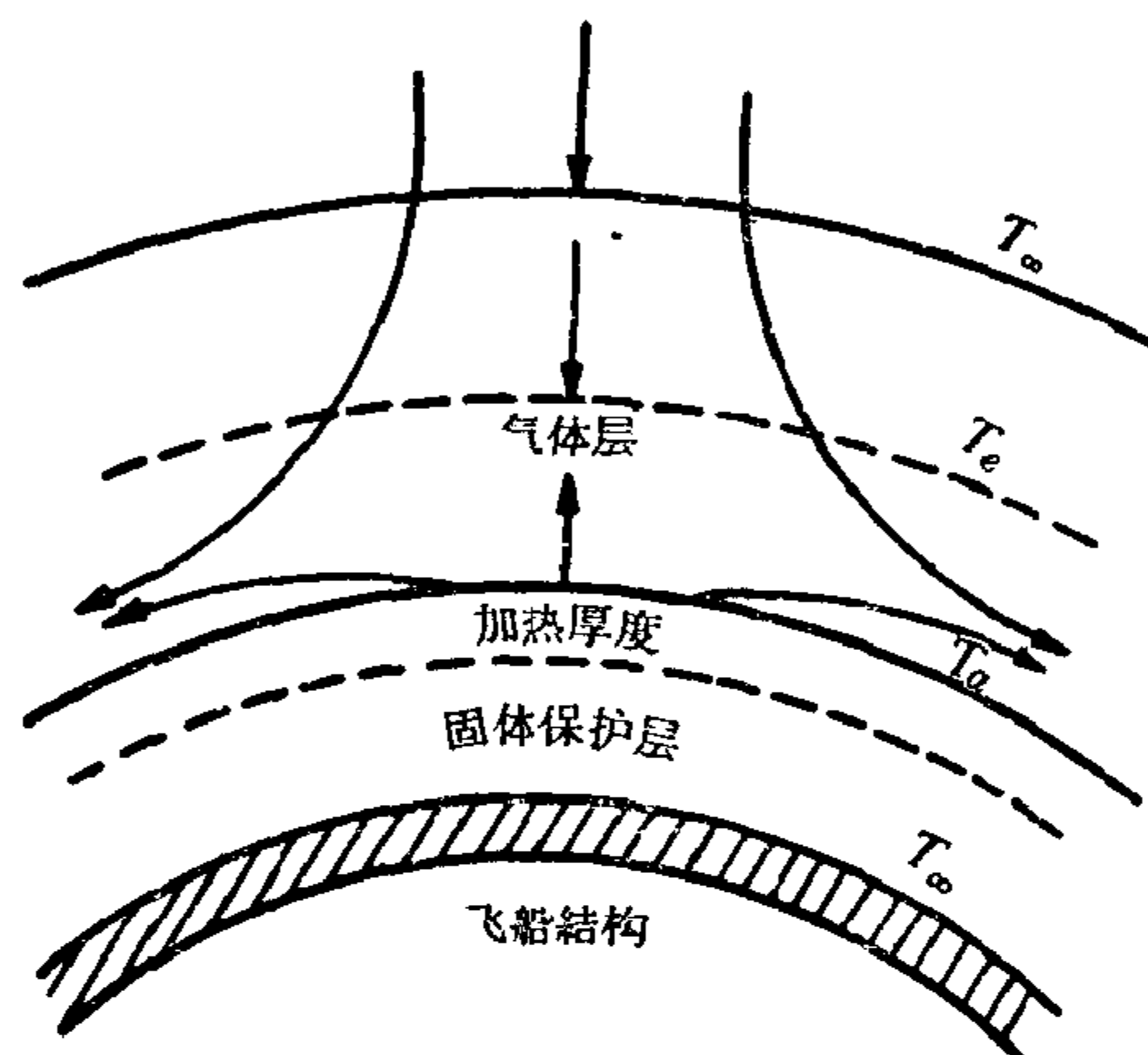


图 10.6 驻点附近的气流

$T_\infty) + L + \alpha\tilde{c}_p(T_e - T_a)$ 大卡/公斤. 而每平方米每秒吸收的热量为 $\frac{dm}{dt}\{c_b(T_a - T_\infty) + L + \alpha\tilde{c}_p(T_e - T_a)\}$, 这个热量就等于空气传给的热 q_0 , 参看图 10.6. 也可以说, 我们是用一股从表面向外喷的气流, 把强大的热流量顶住, 所以

$$\frac{dm}{dt} = \frac{q_0}{\{c_b(T_a - T_\infty) + L + \alpha\tilde{c}_p(T_e - T_a)\}}. \quad (10.36)$$

q_0 已经由(10.34)式给出, 那么(10.36)式就是计算防热材料消耗量的公式.

公式(10.36)中的 α 是取决于表面气流性质的一个数值, 根据前面所说的飞船再入大气层时气流是层流, 其 α 值可照下列关系计算:

$$\alpha = 1 - \frac{1}{3} Pr_w^{-0.6}, \quad (10.37)$$

以上关系为一近似的不变值, 其中 Pr 为所谓普朗特数, 即 $Pr_w = \mu_w c_{p,2} / \kappa_w$; κ_w 为表面气体的导热系数; μ_w 为表面气体的粘度系数; 而 $c_{p,2}$ 和以前一样为空气的定压比热. 对一般的气体来说 Pr 数等于 0.7. 因此我们可以认为

$$\alpha = 1 - \frac{1}{3} \frac{1}{0.7^{0.6}} = 1 - \frac{1}{3 \times 0.8075} = 0.587,$$

而公式(10.36)中的平均比热 \tilde{c}_p 为

$$\tilde{c}_p = c_{p,1}\tilde{w} + c_{p,2}(1 - \tilde{w}). \quad (10.38)$$

其中 \tilde{w} 是表面保护层气流中烧蚀物质分解气体,或发散冷却剂汽化后气体的有效浓

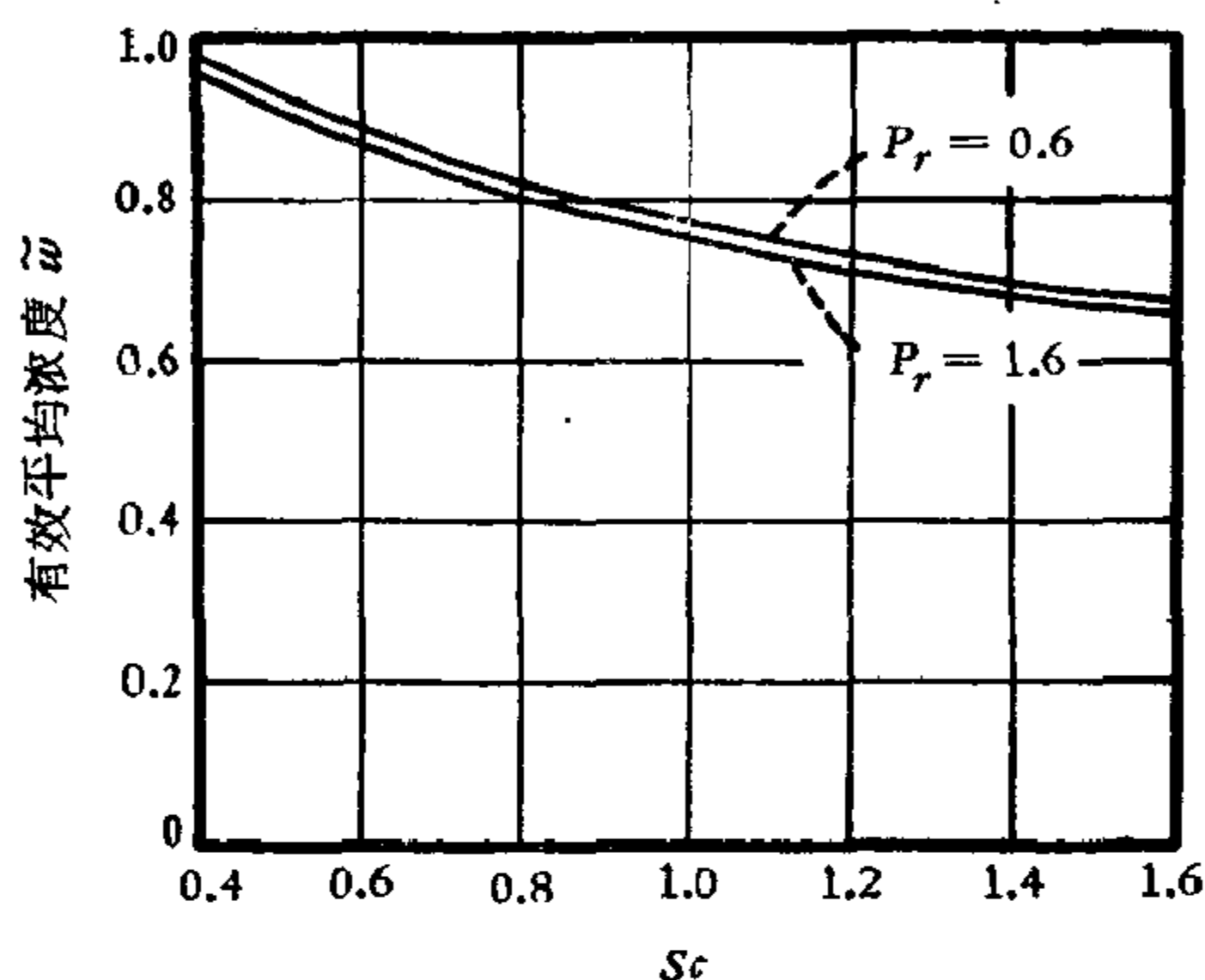


图 10.7 有效平均浓度 \tilde{w} 与 Sc 的变化关系图

度。我們很容易想到,浓度問題必然与气体間的相互扩散有关,也就是外部空气扩散到表面气流中来,表面的烧蚀材料分解出来的气体、或发散冷却剂汽化后的气体,扩散到空气流中去。如果扩散系数是 D_{12} ,而表面气体的密度是 ρ_w ,那么代表扩散的无量纲数是所谓史密特数 Sc ,即 $Sc = \frac{\mu_w}{\rho_w D_{12}}$ 。由上述的

推論,可以看到 \tilde{w} 一定是 Sc 的函数,而这个关系确实是对的,如图 10.7 所示。

为了計算更方便起見,我們將把(10.36)式作一些变换,因为

$$\frac{dm}{dt} = \frac{dm}{d\bar{v}} \frac{d\bar{v}}{dt}, \quad (10.39)$$

代入关系(10.17)式得:

$$\frac{dm}{dt} = -\frac{g}{\sqrt{gr}} (\beta r)^{\frac{1}{2}} \bar{v} Z \frac{dm}{d\bar{v}} = -\sqrt{g\beta} \bar{v} Z \frac{dm}{d\bar{v}},$$

所以

$$\frac{dm}{dt} = -\frac{1}{27} (\bar{v} Z) \frac{dm}{d\bar{v}}. \quad (10.40)$$

将(10.40)式代入(10.36)式,則得

$$\frac{dm}{dt} = \frac{q_0}{\{c_b(T_a - T_\infty) + L + \alpha \tilde{c}_p(T_e - T_a)\}} = -\frac{1}{27} (\bar{v} Z) \frac{dm}{d\bar{v}}.$$

由于烧蚀物质的分解温度 T_a 相对于飞船头部气流温度是相当小,所以 $\alpha \tilde{c}_p(T_e - T_a)$ 中的 T_a 可以忽略,同时代入公式(10.28)可得

$$-\frac{1}{27} (\bar{v} Z) \frac{dm}{d\bar{v}} = \frac{q_0}{[c_b(T_a - T_\infty) + L] + \frac{\alpha \tilde{c}_p}{c_{p,2}} \frac{1}{2} \frac{gr}{Jg} \bar{v}^2}. \quad (10.41)$$

分子、分母同以 $\frac{1}{2} \frac{\alpha \tilde{c}_p}{c_{p,2}} \frac{gr}{Jg}$ 除,則得

$$-\frac{1}{27}(\bar{v}Z) \frac{dm}{d\bar{v}} = \frac{g_0 / \frac{1}{2} \frac{\alpha \tilde{c}_p}{c_{p,2}} \frac{gr}{Jg}}{\frac{1}{2} \frac{\alpha \tilde{c}_p}{c_{p,2}} \frac{gr}{Jg} + \bar{v}^2}. \quad (10.42)$$

如果我们引入一个新的参数 λ , 即

$$\lambda = \frac{c_b(T_a - T_\infty) + L}{\frac{1}{2} \frac{\alpha \tilde{c}_p}{c_{p,2}} \frac{gr}{Jg}} = \frac{1}{7550} [L + c_b(T_a - T_\infty)] \frac{\alpha \tilde{c}_p}{c_{p,2}}, \quad (10.43)$$

则(10.42)式变成

$$\frac{dm}{d\bar{v}} = - \frac{27 q_0}{\frac{1}{2} (\lambda + \bar{v}^2) (\bar{v}Z) \frac{\alpha \tilde{c}_p}{c_{p,2}} \frac{gr}{Jg}}.$$

代入(10.34)式则得每平方米的烧蚀量或冷却剂用量为

$$\begin{aligned} \frac{dm}{d\bar{v}} &= - \frac{27 \times 70.5 k_I}{7550} \times \frac{\left(\frac{W}{C_D A \mathcal{R}}\right)^{\frac{1}{2}}}{\frac{\alpha \tilde{c}_p}{c_{p,2}}} \left[\frac{\bar{v}^2}{\lambda + \bar{v}^2} \right] \frac{1}{\sqrt{\bar{v}Z}} \\ &= 0.252 k_I \frac{\left(\frac{W}{C_D A \mathcal{R}}\right)^{\frac{1}{2}}}{\frac{\alpha \tilde{c}_p}{c_{p,2}}} \left[- \left(1 - \frac{\lambda}{\lambda + \bar{v}^2}\right) \right] \frac{1}{\sqrt{\bar{v}Z}}. \end{aligned} \quad (10.44)$$

(10.44)式为计算单位时间单位面积上的烧蚀量或者冷却剂流量的公式。而总的烧蚀量或冷却剂量可以对(10.44)式在整个面积内进行积分,可得一个平均烧蚀量;另一方面也对速度从开始的 \bar{v}_1 到终了的 \bar{v}_2 范围内进行积分。平均每一平方米飞船受热气冲刷的表面面积,在整个再入大气过程中的消耗量为 \bar{m} , 即

$$\begin{aligned} \bar{m} &= \frac{\int m dS}{S} = \left\{ \frac{1}{S} \int k_I dS \right\} 0.252 \frac{\left(\frac{W}{C_D A \mathcal{R}}\right)^{\frac{1}{2}}}{\frac{\alpha \tilde{c}_p}{c_{p,2}}} \int_{\bar{v}_1}^{\bar{v}_2} \left[- \left(1 - \frac{\lambda}{\lambda + \bar{v}^2}\right) \right] \frac{d\bar{v}}{\sqrt{\bar{v}Z}} \\ &= \left\{ \frac{1}{S} \int \frac{q_0}{q_{0s}} dS \right\} 0.252 \frac{\left(\frac{W}{C_D A \mathcal{R}}\right)^{\frac{1}{2}}}{\frac{\alpha \tilde{c}_p}{c_{p,2}}} \int_{\bar{v}_2}^{\bar{v}_1} \left(1 - \frac{\lambda}{\lambda + \bar{v}^2}\right) \frac{d\bar{v}}{\sqrt{\bar{v}Z}} \\ &= 0.252 k_{II} \frac{\left(\frac{W}{C_D A \mathcal{R}}\right)^{\frac{1}{2}}}{\frac{\alpha \tilde{c}_p}{c_{p,2}}} \int_{\bar{v}_2}^{\bar{v}_1} \left(1 - \frac{\lambda}{\lambda + \bar{v}^2}\right) \frac{d\bar{v}}{\sqrt{\bar{v}Z}}, \end{aligned}$$

表 10.2 各种再入軌道的防热参数

軌道的 类型	再入初角 $-\varphi_i(^{\circ})$	最大減 速度 (g)	減速時間 (秒)	$\overline{m}_{\lambda=0}$	η						
					$\lambda = 0$	$\lambda = 0.05$	$\lambda = 0.10$	$\lambda = 0.25$	$\lambda = 0.50$	$\lambda = 1.0$	$\lambda = \infty$
$L = 0$	0	8.2	537	3.06	0	0.223	0.305	0.450	0.580	0.707	1
	$\frac{1}{2}$	8.2	425	2.95	0	0.234	0.319	0.463	0.589	0.715	1
	1	8.2	307	2.73	0	0.249	0.337	0.482	0.608	0.730	1
	2	9.1	215	2.40	0	0.273	0.364	0.511	0.633	0.750	1
	3	10.8	172	2.17	0	0.289	0.383	0.530	0.650	0.762	1
	4	13.1	146	1.99	0	0.302	0.397	0.542	0.660	0.770	1
$\frac{L}{D} > 1$	0	$\frac{1}{\left(\frac{L}{D}\right)}$	$79.4\left(\frac{30L}{D}\right)$	$1.418\left(\frac{30L}{D}\right)^{1/2}$	0	0.218	0.302	0.447	0.577	0.707	1

或写作

$$\bar{m} = 0.252 k_{11} \frac{\left(\frac{W}{C_p A \mathcal{R}}\right)^{\frac{1}{2}}}{\frac{\alpha \tilde{c}_p}{c_{p,2}}} \bar{m}_{\lambda=0} (1 - \eta), \quad (10.45)$$

其中

$$k_{11} = \frac{1}{S} \int \frac{q_0}{p_{0,s}} dS = \frac{1}{S} \int k_1 dS, \quad (10.46)$$

$$\bar{m}_{\lambda=0} = \int_{\bar{v}_2}^{\bar{v}_1} \frac{d\bar{v}}{\sqrt{\bar{v}} Z}; \quad (10.47)$$

而

$$\eta = \frac{\int_{\bar{v}_2}^{\bar{v}_1} \frac{\lambda}{\lambda + \bar{v}^2} \frac{d\bar{v}}{\sqrt{\bar{v}} Z}}{\int_{\bar{v}_2}^{\bar{v}_1} \frac{d\bar{v}}{\sqrt{\bar{v}} Z}}. \quad (10.48)$$

其中 k_{11} 是一个修正系数, 如果 $k_{11} = 1$ 时, 方程(10.45)就可以给出在飞船头部驻点处的烧蚀材料消耗. 而其他各部分消耗量的不同是根据防护层表面上各部分热流量的变化来修正. 故 k_{11} 是修正各部分烧蚀量或冷却剂流量的系数. 另外(10.47)式指出, 当 $\lambda = 0$, 即没有潜热 $L = 0$ 时, 这时公式就给出了最大消耗量的限制值, 因此增加 λ 值是有利的. $\bar{m}_{\lambda=0}$ 及 η 是轨道的函数, 由(10.48)式给出了一个随 λ 变化的函数 $\eta(\lambda)$, 表示了由于 $L \neq 0$ 潜热的存在使其总消耗量减少的分数.

如果代入 Z 函数时, (10.47)及(10.48)式就可以积分. 以上公式 \bar{v}_1 和 \bar{v}_2 的变化范围, 在最初的分析中没有应用 $\bar{v} = 1$ 的条件, 而这里假设 $\bar{v} < 1$ 为 \bar{v} 值的变化上限. 其值为当开始加热时 $\bar{v}_1 = 0.995$, 其下限值与烧蚀物质的熔蚀温度或冷却剂在什么时候停止流出有关. 因为气流的驻点温度下降到低于熔蚀温度时烧蚀将停止. 我们所取的 $\bar{v}_2 = 0.05$, 即最后的最小速度为轨道速度的 5%, 这相应于气流的温度等于 93.4°C. 烧蚀材料的分解点, 一般总比这个温度高; 而且在这个温度下, 即使不用发散冷却剂, 结构强度也是足够的. 所以从 $\bar{v} = 0.995$ 到 $\bar{v} = 0.05$ 是防热段; 在这范围以外, 没有防热的必要.

根据以上分析计算, 应用表 10.1 所给出的函数值, 结合不同类型的再入轨道, 用数值积分的方法计算出 $\bar{m}_{\lambda=0}$, η 的数值, 其计算结果列于表 10.2 里.

§ 10.5 防热设计的原则

从公式(10.44)和(10.46), 以及表 10.2 中可以看到, 为了减少烧蚀量或冷却剂流

量, 必須力求 $\left(\frac{M}{C_D A \mathcal{R}}\right)^{\frac{1}{2}} / \frac{\alpha \tilde{c}_p}{c_{p,2}}$ 減少. 也就是在飞船重量一定的条件下, 可以加大飞船的阻力系数或者是加大飞船头部的曲率半径 \mathcal{R} , 即用鈍头来減少比值 $\left(\frac{M}{C_D A \mathcal{R}}\right)$, 从而降低消耗量, 也就是要用增加阻力的方法来使消耗量降低. 这与一般气动力的設計要求很不一样: 一般是要减少阻力, 而在这里是要增加阻力.

另一方面也可以寻找一种高分子材料, 使这种材料分解气体的比热尽可能的大, 以便使混合气体的有效平均定压比热尽可能地提高, 从而加大 $\frac{\alpha \tilde{c}_p}{c_{p,2}}$ 的比例, 也就是应用分解后气体或发散冷却剂汽化后气体的分子量較小的材料. 对高分子材料來說就是增加分子中氫原子的比例. 也就是因为这个原故, 有人建議用鋰作发散冷却剂. 但是烧蝕材料或发散冷却剂的选择还得同时考虑另一面的問題, 即如何提高潛热参数 λ , λ 本身表示了最大内部保护层的热焓与最大外部保护层的热焓比值. 当 λ 上升时, 隔热消耗量可以降低. 从公式(10.43)来看, 要提高 λ 主要从提高烧蝕材料的分解热或发散冷却剂的汽化热 L 来努力. 因为降低 $\alpha \tilde{c}_p / c_{p,2}$ 和前面所說明的有矛盾; 而提高分解温度或汽化温度 T_a , 必然要提高表面温度, 这对烧蝕設計來說是不利的, 因为这使隔热层下面的結構温度也会增加, 又需要加一层厚的隔热材料, 也会增加重量. 为了减少流向結構本体的热量, 使 T_a 較低为好, 其选用烧蝕物质时也要找导热系数低的为好. 一般情况高分子材料热解时的吸热量为 200—300 大卡/公斤. 估計最高可能达到 1000 大卡/公斤. 而水的汽化潛热是比較大的, 也不过为 500 大卡/公斤. 因此数值 $\frac{1}{7,550} \{L + C_b(T_a - T_\infty)\}$ 一般是小于 0.1, 而經過努力也許可以达到 0.15 左右. 所以减少烧蝕量起主导作用的因素还是采用增加阻力、采用鈍头的方法最为有效.

現举一例应用以上公式进行具体卫星式飞船的降落隔热要求的計算. 如果飞船的重量 $W = 4,500$ 公斤; 飞船的阻力系数 $C_D = 1$; 飞船的气动力参考截面面积 $A = \frac{\pi}{4} \cdot 3^2$, 即直径 $d = 3$ 米; 飞船头部的曲率半径 $\mathcal{R} = 1.5$ 米; 再入角 $-\varphi_i = 1^\circ$; 升力 $L = 0$, 即不用升力; 修正系数 $k_{II} = 0.85$; $\lambda = 0.1$; 同时 $\alpha \frac{\tilde{c}_p}{c_{p,2}} = 1$; 从表 10.2 可以查得 $\bar{m}_{\lambda=1} = 2.73$, $\eta = 0.337$. 将以上数据代入公式(10.4)可得

$$\bar{m} = 0.252 \times 0.85 \times \left(\frac{4500}{1 \times \frac{\pi}{4} \times 9 \times 1.5} \right)^{\frac{1}{2}} \times 2.73(1 - 0.337) = 7.99 \text{ 公斤/米}^2.$$

如果飞船的面积 $S = 40 \text{ 米}^2$, 则总的烧蚀量为 $40 \times 7.99 = 319 \text{ 公斤}$. 因此烧蚀物质的总重量仅为飞船重量的 7.11%, 其最大减速度为 $8g$. 对于载人的飞船来说, 这样的减速度是允许的, 这个设计也是可行的. 当利用了升力之后, 最大减速度还可以大大降低, 但其烧蚀量或冷却剂用量会大大的增加, 所以如在 § 10.3 中所说的最好是用变升阻比 L/D 的方法.

§ 10.6 星际飞行轨道中的应用

从以上分析来看, 不管从质量比以及从制动效率方面来看, 充分利用了大气阻力的方法, 比用火箭来制动的方法优越得多. 通过气动力学的分析, 可以看出, 主要是靠增加阻力, 而不是减少阻力, 来降低烧蚀量或发散冷却剂的消耗量; 而这个消耗量并不太大, 远远小于用火箭制动所需要的重量, 这就说明了这种方法把大气阻力这一个本来不利的因素, 一旦为我们了解和掌握, 就可以充分地利用它, 把它变成一个有利因素.

因此, 飞船回地控制高温的问题, 目前已经被人们掌握, 所以当我们掌握了火箭烧蚀和发散冷却的方法之后, 就可以应用它去解决更加困难的问题; 例如, 以双曲线轨道的再入问题. 当我们从地球到火星利用 Hohmann 式轨道, 把飞船发射到火星轨道附近, 位置在火星运动的前方, 然后使飞船转向, 船头朝着跟上来来的火星. 我们说火星在跟上来, 因为星际飞船到达火星轨道时, 如果不再用火箭推力加速, 则速度将小于火星的速度, 所以飞船是被火星追上的, 也就是飞船冲向火星(见图 10.8). 由

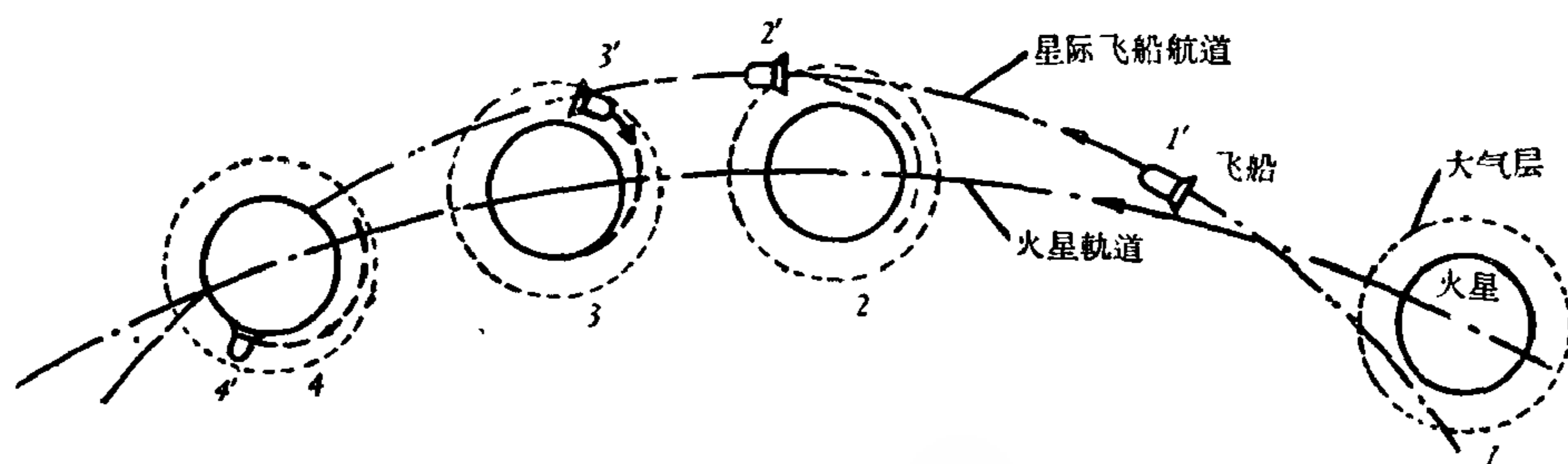


图 10.8 利用行星大气制动法

图中 1、1', 2、2', 3、3', 4、4' 等表示同一瞬间行星和飞船的位置.

于火星周围也存在大气, 其成分为氮 (N_2) 95.7%; 氩 (A) 4.0%; 二氧化碳 (CO_2) 0.3%, 星面大气压力约等于 0.1 大气压, 因此如用第八章所讲的来制导控制到使双曲线轨道的近“星”点接触到火星大气, 那么就可以利用火星的大气来减速, 使飞船降落到火星上去. 这样就可以省去接近火星轨道时的第二加速段. 当从火星回到地球上来

时,也同样可以采用类似办法。

当然在这些更进一步的再入大气层问题中,大气在飞船头部的温度可能会更高,高于 $10,000^{\circ}\text{C}$ 。在 $10,000^{\circ}\text{C}$ 以下,地球大气的分子也只不过有分离,基本上没电离,因而气体还是不导电的。在 $10,000^{\circ}\text{C}$ 以上大气分子中的氮和氧原子就开始电离,成

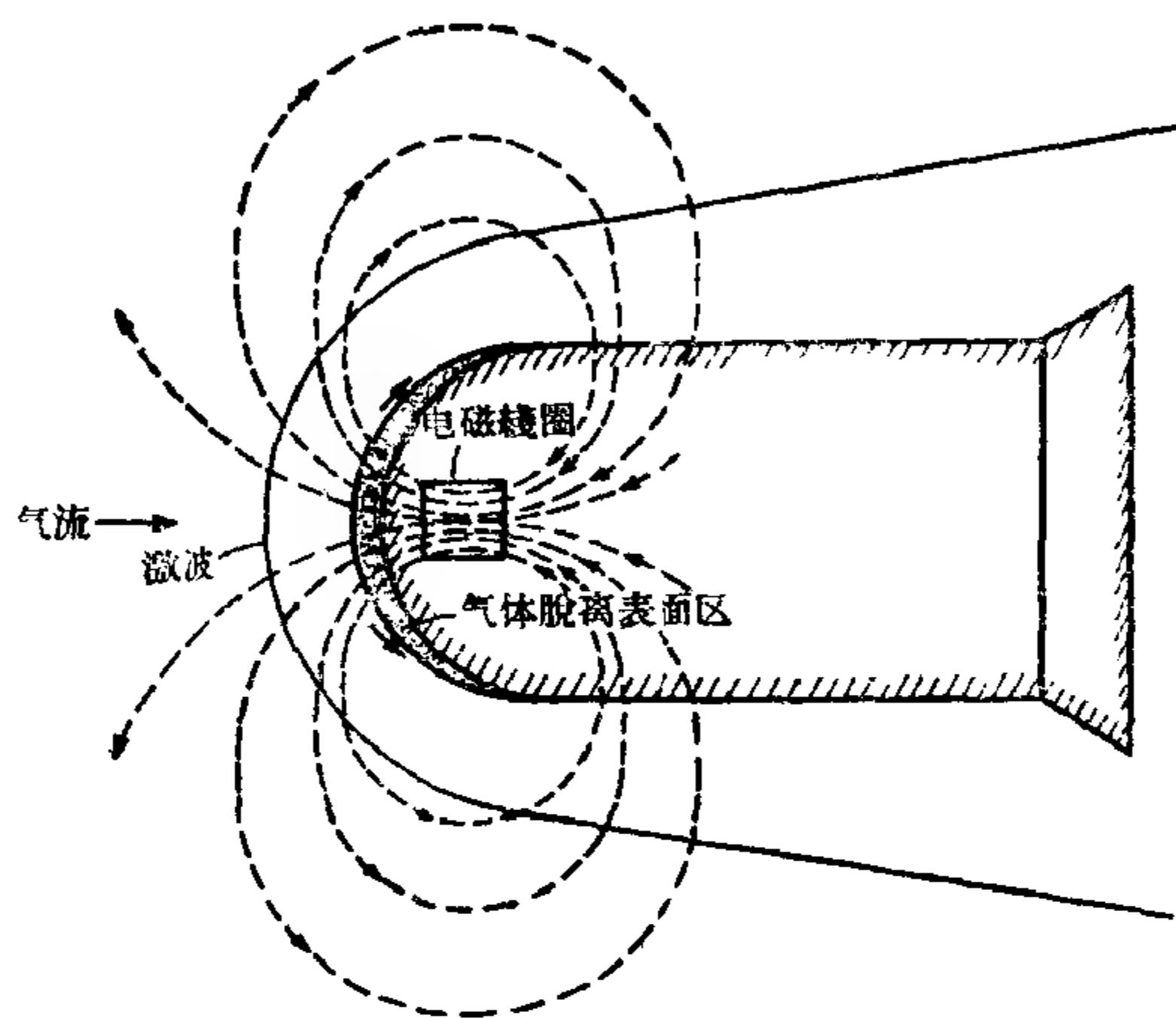


图 10.9 电磁流体式防热状态图

为带正电的离子和带负电的电子,正负电相等,成为等离子体;这时介质也成为导体。在 $15,000^{\circ}\text{C}$ 到 $20,000^{\circ}\text{C}$,电离已基本达到100%,组分中基本上不再有中性的原子、分子。在这样情况下,我们就可以利用电磁流体力学的方法来控制热流量:我们在飞船头部里面用电磁线圈制造一个磁场(如图10.9所示的偶极子式磁场),那么,磁力线与导电气体的相互作用就会把等离子体的热气推离飞船头部,大大降低表面的气体密度,

这也可以降低热流量。这就是电磁流体式的防热设计。我们相信,这种新的防热方法和我们在这章里已经详细介绍的烧蚀式及发散冷却式防热方法,将会使将来的星际飞船不但能安全地通过大气层,而且能利用大气层来达到减少推进动力的要求,提高星际航行的经济效果。

第十一章 防 輻 射

§ 11.1 防 輻 射 問 題

防輻射的問題就是研究各種射綫,如 α , β , γ 射綫等所引起的生理破壞作用,以及我們如何來防止這種破壞作用。它對實現星際航行是相當重要的,而且也是目前的技术知識還不足以解決的問題。隨着星際航行和火箭技术的发展,使我們更加認識到防輻射比起人在飛行過程中的超重和失重顯得更加重要更加迫切,需要進一步研究。蘇聯發射的人造地球衛星和宇宙火箭的經驗也証實了這一點。由所得到的資料可以認為:雖然超重和失重的問題仍然需要更好的來解決,但對生物的主要危險是宇宙綫和宇宙綫與地球磁場相互作用而產生的地球周圍的輻射帶。這些輻射帶伸展到離地球表面高度從 500 公里到幾萬公里,它的強度變化範圍很大;其數值取決於地球緯度、離地面的距離、太陽活動期、太陽爆發以及其他一些尚未闡明的因素。因此,在我們講飛船本身的問題以前,先來研究防輻射的問題。

這裡所談到的輻射是指放射性輻射,也就是包括所有的“基本粒子”的輻射。其中有一部分“基本粒子”,如 π 介子、超子等,由於它們存在的時間很短(最長的存在時間為 10^{-6} 秒,最短的存在時間為 10^{-11} 秒),從防輻射的角度來看,這些粒子對生物影響的問題其重要性不大;它們只是在研究物質結構時才是一個很重要的問題。因此,我們在這裡主要是研究那些壽命長而且穩定的粒子及輻射對物質的作用。不同的輻射對物質的作用也有所不同,但總起來看,我們可以把這些壽命長而穩定的“基本粒子”對物質分子的作用,分成四類分別加以討論。第一類是光子對物質的作用,包括了X射綫和 γ 射綫。第二類是電子對物質的作用,包括了正電子 e^+ 和負電子 e^- 對物質的作用。第三類是 α 粒子(即 ${}_2\text{He}^+$)、質子(用“ p ”來代表)以及一些重原子核,如碳、氮、氧等對物質的作用。第四類是中子(用“ n ”來代表)對物質的作用。下面我們將對每一種類型的作用進行具體的闡述。

§ 11.2 光子對物質的作用

光子不僅是具有能量而且是具有動量的粒子。它是一種電磁波,波長較長的為X射綫,較短的為 γ 射綫。所以光子對物質的作用實際上就是電磁波對物質的作用。

光子与物质作用的过程中要损失能量,其能量损失的方式是在每次作用中有若干光子整个的丢失,而且射线中的光子数随着穿过物质的厚度而成指数式地减少,其变化的规律随着光子的能量和吸收物质的性质等的变化而变化。光子的能量大小用兆电子伏来计算。我们由第七章知道:1电子伏等于电子通过电势差为1伏的电场后所获得的能量。因此,1电子伏等于 $4.8022 \times 10^{-10} \times \frac{1}{300} = 1.6018 \times 10^{-12}$ 尔格;而1兆电

子伏等于 10^6 电子伏 $= 1.6018 \times 10^{-6}$ 尔格。当光子的能量小于1兆电子伏时就叫做低能光子。光子的能量在1兆电子伏左右时为中能光子,而光子能量在几十到几百兆电子伏时为高能光子。虽然从以上数值看起来光子的能量很小,但由于能量是集中在非常小的质量上,所以运动速度还是很大的。光子的运动速度就是电磁波在真空中传播的速度,即光速 $c \approx 3 \times 10^{10}$ 厘米/秒。如果光子的能量在以上所说的范围内,那么它与原子核的作用不是主要的,可以忽略不计。这样光子与物质的作用基本上可分为下面三种作用:第一种作用是光电吸收,即单个光子被吸收物质的原子吸收后,从原子中的电子特别是外层电子中,打出一个电子来。其能量转换是光子把它的全部能量交给一个原子中的电子,而电子把一部分能量用来克服它与原子核的结合能,剩下的能量就作为电子运动所具有的动能,这就是光电吸收,也叫光电效应参

(看图 11.1)。

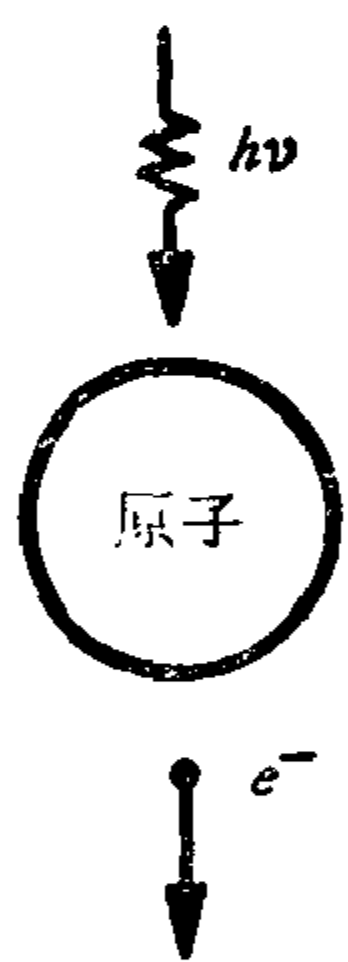


图 11.1 光电效应

因为光子的能量与它辐射的频率成正比,其光子能量为 $h\nu$; h 为普朗克常数,其数值 $h = 6.6 \times 10^{-27}$ 尔格秒;而 I 为电子与原子核的结合能,也就是原子的电离能(对一个原子而言); E 为被打出电子的动能,则能量关系为

$$E = h\nu - I. \quad (11.1)$$

由上看出光电吸收的结果产生了一个电子 e^- ,而原来的原子就变成带正电的离子,故这这也是一个电离反应。这种形式的作用在光子能量低的时候是主导的。

第二种作用是康普顿散射;作用的实质是光子被原子的电子所散射,所谓散射就是改变了光子原来的运动方向。发生这种作用的光子其能量一般比发生光电吸收作用要大。当一个光子打到一个原子中,它除了交给原子中的一个电子克服结合能并具有一定的运动速度脱离原子核以外,还剩下的一部分能量形成一个比入射光子能量低、波长长而频率低的光子,同时改变了运动方向(参看图 11.2)。而光子散射的方向不定,可以是任意的,总的要求是保持能量和动量守恒,至于电子和散射光子之间

的能量分配,不能提出一个具体的数值,它们之间存在着一个概率分布的函数关系,其散射的类型与光子能量的大小有关。当光子能量较低时,它的波长和原子大小差不多,其散射是相干的,能量不变,这就是所谓汤姆孙散射。当光子能量略大于电子在原子中的结合能时,其散射是非相干的。当光子能量比电子在原子中的结合能大很多时,可以把电子作为自由的和静止的,这时的散射就是康普顿散射。它在光子能量为1兆电子伏左右时,是起主导的效应。康普顿散射的实质是射线的散射是由于光子与散射物质中的自由电子或者与原子联系微弱的电子之间的弹性碰撞而产生的现象;只有在光子的能量大于电子的结合能好几千倍时,才能观察到这个现象。例如,在铝中发生散射的光子能量为0.05—15兆电子伏;在铅中发生散射的光子能量在0.50—5兆电子伏。由于散射是产生了一个电子 e^- ,把受轰击的原子变成一个带正电的离子。故实际上仍是一电离作用。每一个作用都是产生一离子、电子对,而新形成的光子,根据其能量的大小,还可能引起光电吸收或者各种散射。

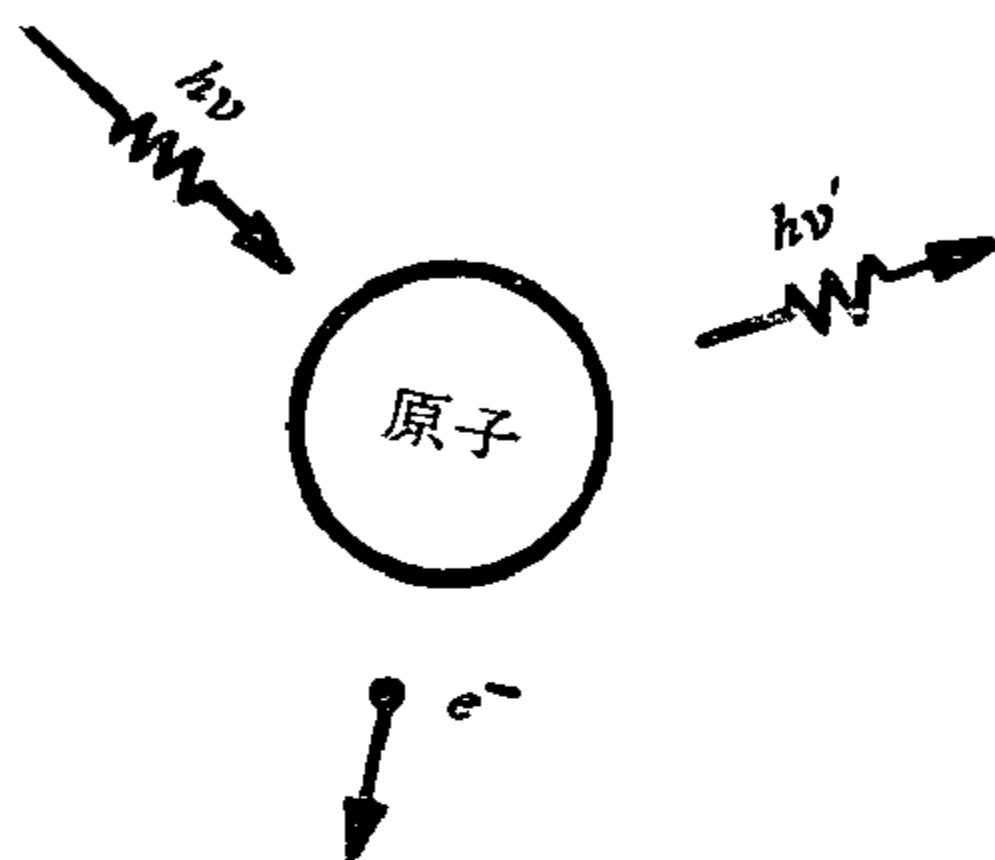


图 11.2 康普顿散射

第三种作用:当光子通过物质时,它所具有的能量大于形成电子对的静止质量所关联的能量($2m_e c^2 = 1.022$ 兆电子伏)时,光子在原子核或电子的库伦场中就能引起

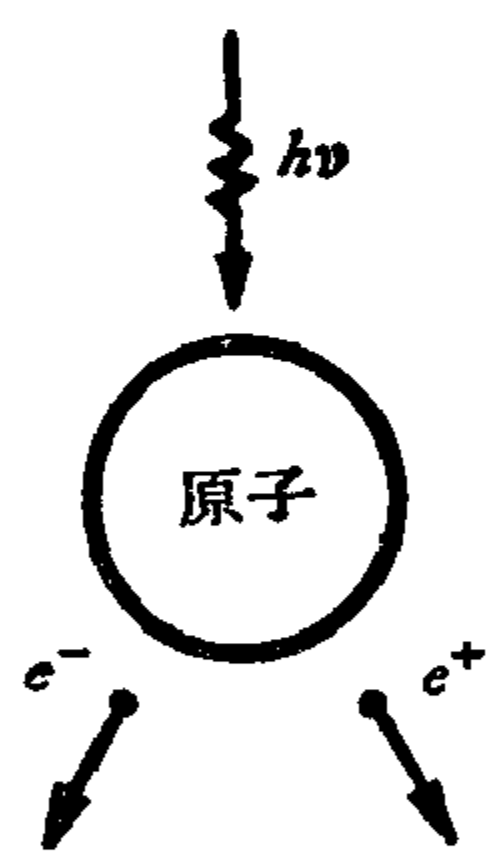


图 11.3 电子对的形成

电子对的产生,而原子核在形成了电子对以后,又回复到没有光子作用的正常状态。所产生的正、负电子的总动能 E ,等于光子能量减去与正负电子的静止质量相关的能量(参看图11.3),其动能为

$$E = h\nu - 2m_e c^2. \quad (11.2)$$

其中: m_e 为电子的静止质量; c 为光速;这个效应在光子能量为1兆电子伏左右就开始,当光子的能量愈大,这个效应就愈显著。

当光子能量低于电子对的静止质量相关的能量—1.022兆电子伏时,就不能形成电子对。这个过程是在靠近原子核的场内发生。这种形式只能是在高能区里发生,并且是起主要的效应。虽然,这种作用产生出来的正电子 e^+ 和电子 e^- 总的看不出有电离作用,但我们将在下一节中看到,实际上,电子下一阶段的作用还是电子与物质发生的电离作用。虽然,从光子形成电子对可以在原子核场,也可以在电子场中形成,但是必须遵守能量守恒和动量守恒定律。在没有媒介物(原子核或电子等)存在的空间,光子不能形成电子对,否则就不遵守动量守恒定律(这里我们不

詳細敘述)。所以实际上在原子核附近形成电子对的概率,比在电子附近形成电子对,以及当两个光子碰撞时形成电子对的概率都要大得多。

以上所談到的三种作用,就是光子射入物质里失掉光子本身的能量的三种形式。当計算光子被物质吸收的程度时,我們可以认为:光子为一束平行的而且是能量一致的射线;同时,射线所通过的物质是由同一类原子(例如金属)所組成。因为射线与物质的相互作用是按統計定律来計算,当相互作用发生时,光子或全部被吸收,或者失去一部分能量,而且改变其传播的方向,即从原来的传播方向上离开。因此射线束在通过物质的过程中能量逐漸衰减,其衰减发生时的数量規律性是在某处射线束強度的减少与該点的强度 I 成正比,与所通过物质的厚度 x 成正比,因此当通过物质的厚度为 x 时,还留在原来的传播方向的射线束的强度为

$$I = I_0 e^{-\mu x}. \quad (11.3)$$

其中: I 为通过厚为 x 的物质以后的射线强度,尔格/厘米²秒; I_0 为原始射线束的强度,尔格/厘米²秒; μ 为吸收系数也叫衰减系数,其量綱为长度⁻¹。这是因为方次指数始終应该是沒有量綱的值,而 x 为长度量綱,所以 μ 为长度⁻¹的量綱。

除了采用吸收系数以外,常常还采用光子的质量吸收系数,也叫质量衰减系数 $\frac{\mu}{\rho}$ (其中 ρ 是以克/厘米³来表示的物质密度),其关系为:

$$I = I_0 e^{-\frac{\mu}{\rho} m}. \quad (11.4)$$

其中: m 为在射线道路上每厘米²横截面上的吸收物质质量; $\frac{\mu}{\rho}$ 为吸收系数,其量綱为厘米²/克。从(11.4)式看到,要把入射强度 I_0 减少到 $\frac{I_0}{e}$ 时需要一层物质,这层物质的质量 $m = \frac{1}{\mu/\rho} = \frac{\rho}{\mu}$, 其量綱为克/厘米², 即是对于一单位截面面积,需要质量为 $\frac{\rho}{\mu}$ 的物质厚度才能使射线强度降低 $\frac{I_0}{e}$ 。对于各种物质的质量吸收系数的理論和实验数据可参看表 11.1。

从表 11.1 看出:当 $\frac{\mu}{\rho}$ 值越大,所需要的吸收物质厚度越小,其吸收效果越大。例如鉛虽然很重,但其吸收系数 $\frac{\mu}{\rho}$ 很大,也就是降低射线强度所需的重量反而少。比鋁要經濟。另外,从表 11.1 看到,吸收光子的能力随着原子的重量增加而加强,同

时当光子能量增加时,吸收系数 $\frac{\mu}{\rho}$ 减少,故物质的吸收能力就减弱。

表 11.1 不同吸收物质在不同光子能量时的质量吸收系数 μ/ρ , 厘米²/克

光子能量 (兆电子伏)	水	铝	铁	铅
0.1	0.167	0.160	0.342	5.29
0.15	0.149	0.133	0.182	1.84
0.2	0.136	0.120	0.138	0.895
0.3	0.118	0.103	0.106	0.335
0.4	0.106	0.0922	0.0918	0.208
0.5	0.0967	0.0840	0.0828	0.145
0.6	0.0894	0.0777	0.0761	0.114
0.8	0.0786	0.0682	0.0668	0.0837
1.0	0.0706	0.0614	0.0595	0.0683
1.5	0.0576	0.0500	0.0484	0.0514
2.0	0.0493	0.0431	0.0422	0.0451
3.0	0.0396	0.0353	0.0359	0.0410
4.0	0.0339	0.0310	0.0330	0.0416
5.0	0.0302	0.0284	0.0314	0.0430
6.0	0.0277	0.0266	0.0305	0.0455
8.0	0.0242	0.0243	0.0298	0.0471
10.0	0.0221	0.0232	0.0300	0.0503

§ 11.3 电子对物质的作用

电子对物质的作用包括了正电子 e^+ 和负电子 e^- 对物质的作用。正电子与物质原子中的负电子起作用,变成一对能量约 0.5 兆电子伏的光子,而这一对光子再依照前节所述的各种形式与物质起作用。负电子或简称电子与物质的作用,基本上是电子与吸收物质中原子的电子云的散射作用。这种作用使运动着的带电粒子改变方向和损失能量。带电粒子能量损失的情况随着它本身速度的大小而有所不同。在速度不很大时,其损失的能量主要是用于激发物质中的电子。如果电子被激发到连续能级的区域就发生物质中分子或原子的电离。当电子速度很大,以致接近于光速时,经过一个具有一定电荷的原子核附近时,电子受到原子核库伦场的加速度后,就以放射出光子的方式丢失它的能量,改变其本身的速度,这就是所谓的轫致辐射。由于一般在星际空间没有高能电子,故这里我们只考虑电子能量在 1—10 兆电子伏左右的电子对物质的作用。在这个能量范围内,电子不能穿入原子核内与核起作用,故主要的是与原子外层的电子云起散射作用。如果能量达到 10 亿到几十亿电子伏时就能

穿入核內,发生高能的核反应。由于电子与原子的結合能不高,一般在几个到几十个电子伏。所以具有一定能量的电子易把原子中尤其是外层电子打掉,形成一对电子和正离子(参看图 11.4),发生与原子外层电子的散射作用。这个散射作用还可以繼續連鎖的进行,能量逐渐被消耗掉,同时形成越来越多的电子和正离子。

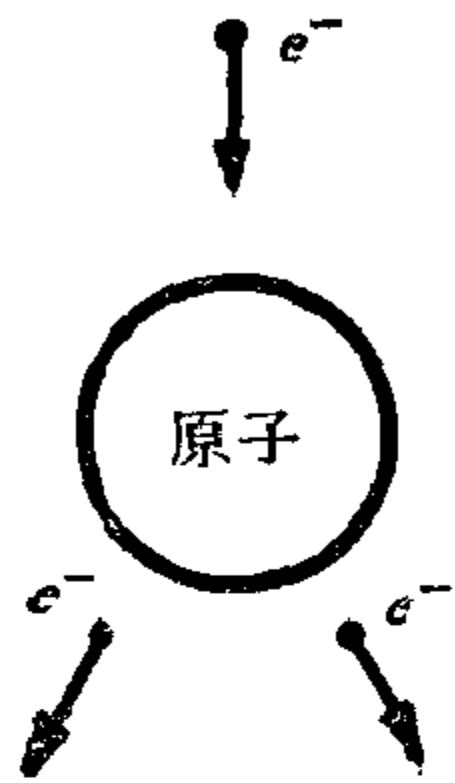


图 11.4 电子的散射

这里我們主要的目的是要計算电子 e^- 在吸收物質里要走多久其所具有的能量才被消耗掉。这时吸收物質所应有的厚度也叫射程,用 R 表示。由于是与电子的碰撞作用而发生散射,因此决定的因素是每单位吸收物質容积中的电子数。原子是由質

子、中子和电子組成,电子数等于質子数,而質子与中子也有一个大致比例,故一个原子的电子数与原子量有一定的比例。因此,每单位容积中的电子数与每单位容积中的原子个数乘原子量成比例。但后者就是每单位容积中的物質质量,所以单位容积里的电子数大約与吸收物質的密度成正比例,故可以把射程与电子数的关系看成与物質密度的关系。实际上射程与单位平方厘米的质量毫克数

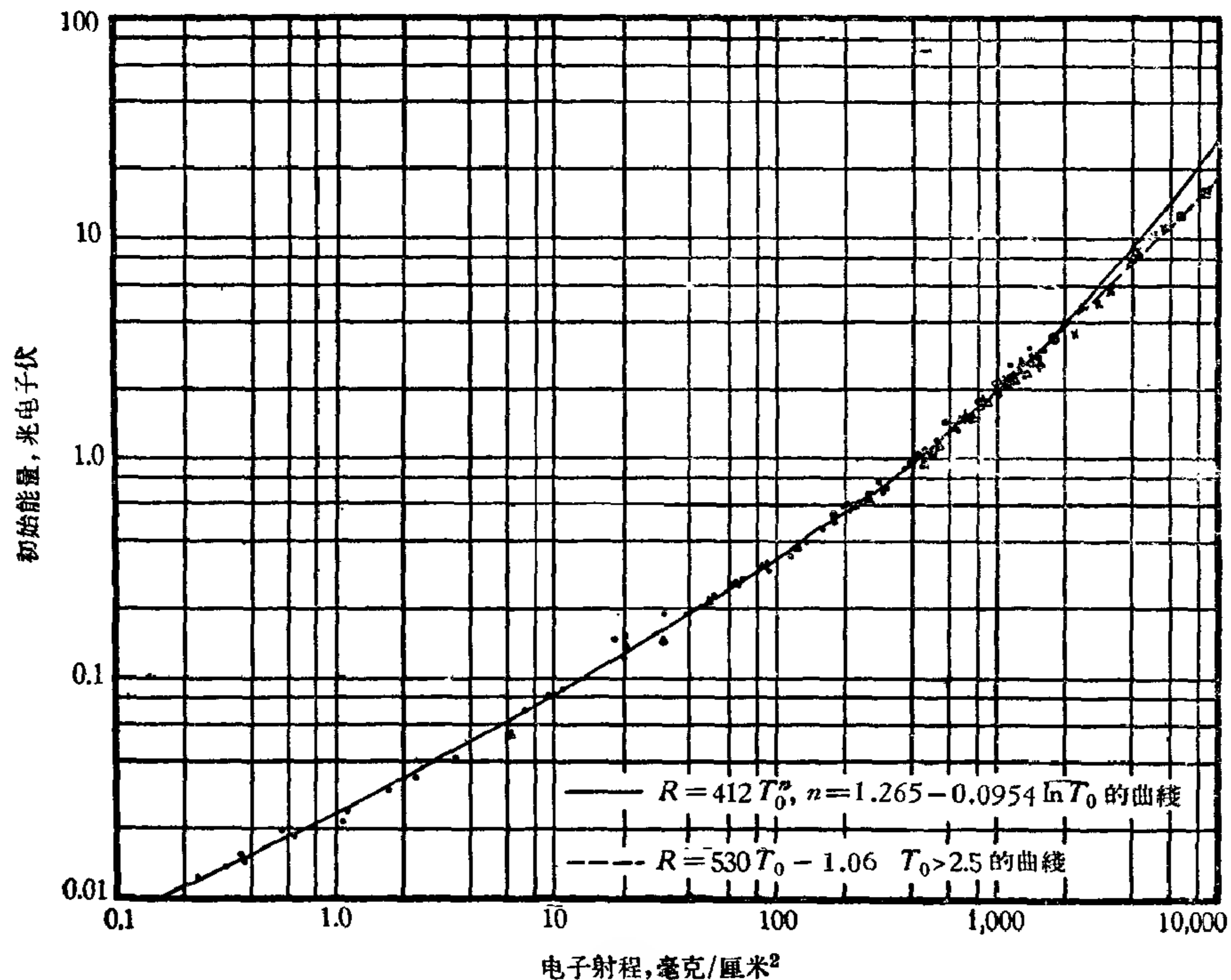


图 11.5 电子射程与初始能量的关系

成正比例。因此为了簡便,我們把射程 R 作为吸收电子全部能量所需物質的毫克/厘米²数,也就是不論任何物質要有一定的質量才能阻挡住电子。所以当单位面积質量越重时,它所需要的防护层厚度就越薄。

对于带电粒子进入吸收物質后,由于散射使其能量損失,而速度逐漸減低,最后終于停止。其所通过的距离用下面的經驗公式进行計算,可参看图 11.5。

当电子的能量 $T_0 < 2.5$ 兆电子伏时,其計算公式为:

$$R = 412 T_0^{1.265 - 0.0951 \ln T_0} \quad (11.5)$$

当电子的能量 $T_0 > 2.5$ 兆电子伏时,其計算公式为:

$$R = 530 T_0 - 1.06. \quad (11.6)$$

公式(11.5)和(11.6)中的 T_0 以兆电子伏計。

§ 11.4 α 粒子、質子以及重原子核碳、氮、氧对物質的作用

当 α 粒子、質子(用“ p ”来代表)以及重原子核碳、氮、氧等粒子所具有的能量足够大,能突破由于同性电荷相排斥的庫伦势垒时,就可以引起各种原子核反应。如用質子从原子核打出一个中子,簡单表示为 (p, n) 反应;或 α 粒子从原子核打出一个中子,簡单表示为 (α, n) 反应。若能量再高时,可发生 $(\alpha, 2n)$; (α, pn) ; $(p, 2n)$; (p, pn) 等核反应。但我們考虑得更多的情况是粒子的能量不够大,不能够打入原子核以及不能引起如上所說的核反应。这些粒子的作用只能是电离作用,是与原子的外层电子云起作用,即通过一連串的碰撞把吸收物質原子中的电子打出去,发生与电子的散射作用。其能量消失的主要特点是:从粒子走过的路程来看,刚开始因速度高,这时与吸收物質的作用反而很弱。随着所走过的路程增加,其速度逐漸下降。这时因为能量較小速度慢,运动着的正电粒子与物質中的电子吸引效果大,故与物質的作用反而強,这具体要用量子力学来計算。由于这里考虑的粒子速度不大,与光速还差很远,故其計算不考虑相对論的修正。計算的結果可以用物質的阻止本领来表达。如果每一个粒子在吸收物質中走过单位路程后所損失的能量为 $S = -\frac{dE}{dx}$,而 E 为粒子的动能,則

$$S = -\frac{dE}{dx} = \frac{4\pi z^2 e^4 N}{m_e v^2} Z \ln \left(\frac{2m_e v^2}{I} \right), \quad (11.7)$$

其中: ze 为粒子的电荷; v 为粒子所具有的速度; m_e 为电子質量; Z 为吸收物質的原子序数; N 为吸收物質每立方厘米中的电子数; I 为吸收物質的平均电离能。因为不考虑相对論的修正,所以 $E = \frac{1}{2} m v^2$, m 为粒子的質量,則 $v^2 = \frac{2E}{m}$, 以此代入(11.7)

式得阻止本领 S 的计算公式为

$$S = 2\pi \frac{z^2 e^4 N m}{m_e E} Z \ln \left(4 \frac{m_e}{m} \cdot \frac{E}{I} \right). \quad (11.8)$$

从公式(11.8)中可以看到, 质量 m 越大, 电荷 z 越大的粒子, 其物质的阻止本领就越大. 如果当粒子的动能相等时, 则对 α 粒子的阻止本领比质子大, 对碳、氮、氧的阻止本领将更大. 实际上阻止本领中的能量消耗也主要是用来产生电离作用. 阻止本领 S 越大, 每厘米路程的电离也就越大. 公式(11.8)也表示出, 当粒子的动能越小, S 越大; 也就是粒子越接近其路程的终点, 电离能力就越强, 造成的电子离子对也就越密. 这是质子、 α 粒子以及其他原子核粒子的共同特点, 所产生的电离密集在粒子路程的终点附近, 这对生物作用具有重要的意义, 这在以后将详细叙述.

§ 11.5 中子对物质的作用

中子是一个不带电荷的重基本粒子, 其质量约等于质子, 比电子要重得多. 它和质子是组成原子核的基本粒子. 根据中子所具有的能量不同分为慢中子, 其能量 $E < 1$ 千电子伏; 中等速度的中子, 其能量为 $1 < E < 500$ 千电子伏; 快中子, 能量在 $0.5 < E < 10$ 兆电子伏, 而能量 $E > 10$ 兆电子伏的中子为很快中子. 其中慢中子与重原子核作用时有很敏锐的共振吸收, 吸收截面积很大, 其能量为 1—1000 电子伏. 而中等速度的中子主要是引起弹性散射, 其能量 $E < 1$ 兆电子伏. 快中子所引起的是原子核反应, 其中最主要是非弹性散射. 更快的中子还会引起中子的发射, 如 $(n, 2n)$ 以及散裂反应. 这里我们只讨论在一般的能量情况下, 即小于 0.5 兆电子伏

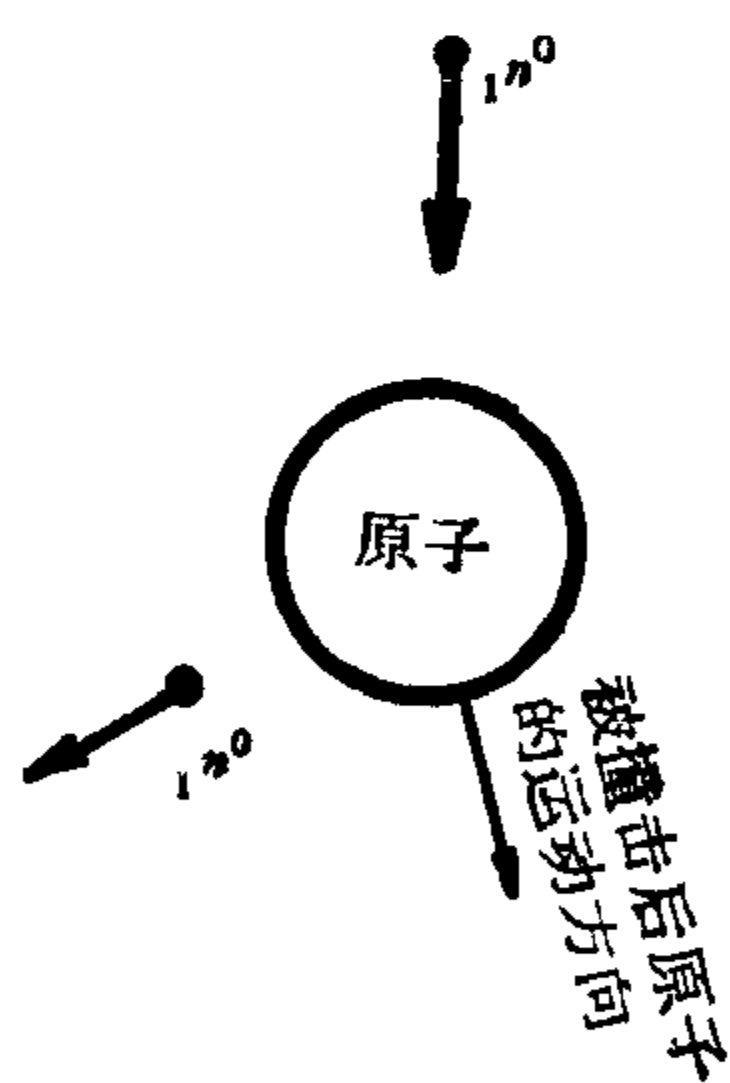


图 11.6 中子的散射

的中子. 因为中子不带电, 容易穿入原子核内, 与电子的作用弱, 主要是与质子及核发生作用. 能量在 1 兆电子伏以下的中子, 其主要作用类型有两种: 一种是弹性散射 (见图 11.6), 即中子穿入物质的原子核后与核发生碰撞, 中子又重新被弹射出来, 而能量就有所损失; 碰撞后的原子核保持其初始结构状态, 但可以因此而取得一定的速度. 这种作用一直进行到中子速度和物质中原子核因热激动所具有的速度相平衡为止. 在一连串碰撞中, 所打出来的原子核就成为带电重粒子, 它在吸收物质中如上节所述, 产生密集的电离作用. 另一种

中子与物质的作用是 γ 吸收: 中子打入原子核后与核结合形成一个新的原子, 即原来原子的同位素, 同时放射出 γ 射线, 其作用可参看图 11.7. 而 γ 射线根据它的能量大

小,可对吸收物质继续引起相应的作用,即 § 11.2 所述的光子作用。

由于原子核相对于原子而言是相当小(原子直径为 10^{-8} 厘米,而原子核直径为 10^{-13} 厘米,即原子直径为原子核的十万倍),所以中子不易击中原子核,从而中子的穿透力很强,不易阻挡。另一方面,不论那一种中子对物质作用时,原子核都要受到反冲作用,吸收了一部分能量形成一个带着电子运动的原子核,即是一个带电的离子,本身又起比较密集的电离作用。当中子与原子核的作用为 γ 吸收时, γ 射线放射出来以后,也可能引起电离作用。因此,虽然中子本身不能产生电离,但其作用的最终效果还是电离作用。

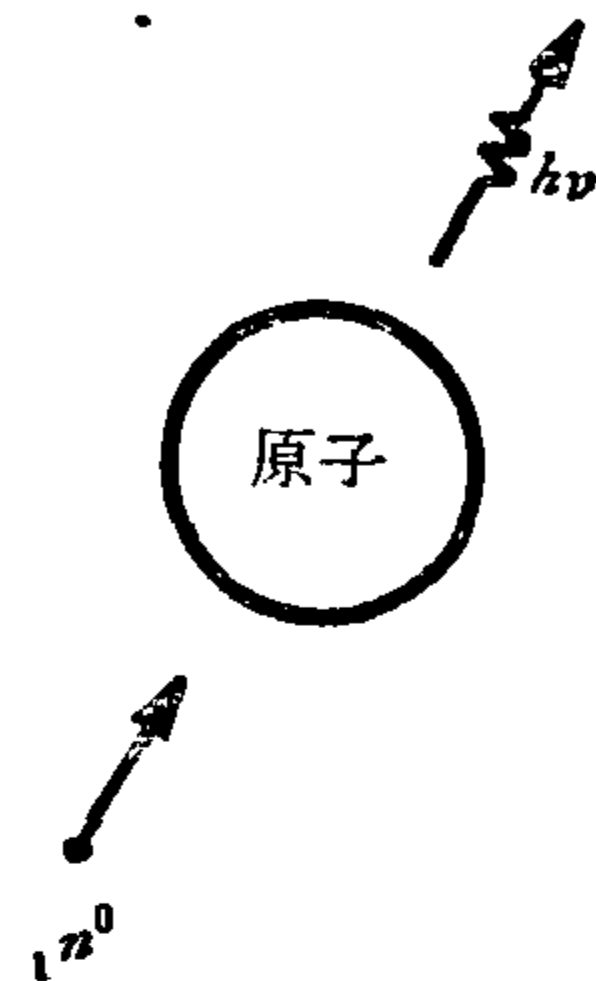


图 11.7 中子的 γ 吸收

γ 吸收有很大的选择性,一般作用的截面积小。但是,如果吸收了一个中子能使原子核形成一个更加稳定的原子核,那么, γ 吸收的截面积就大,作用容易发生,否则只能形成弹性散射。这在中子速度低的时候,即所谓热中子,运动速度等于分子运动的速度,在几百米/秒左右时,选择性特别明显;例如在反应堆中用来吸收热中子的硼 10 (B^{10}),它吸收热中子的能力特别强。

§ 11.6 辐射对人体的作用

前面的叙述已经给了我们一个概念:这些射线实际上都是光子和粒子流,它们射入物体时是与物质的原子起不同的作用。但是,这些作用最终所产生的效果是使物质产生电离效应,原子产生了电离也就影响到物质原有的结构和性质。人体是由各个器官、肢体等组成,它的最基本的生命单位是细胞。就细胞而论,它也是各种元素的原子以不同的结构形式结合成的整体。因此辐射线对人体来说同样会产生作用;这些作用的结果也是使细胞中的原子产生电离效应,从而使原来的分子或细胞结构遭到破坏。显然,由于细胞的结构被破坏,细胞也就失去了原有的功能,也就是细胞死亡。所以当人体内某个器官或某个部分的细胞大量或全部被破坏,这时整个器官或部分就会失去它的功能。当一些重要部分受到严重的破坏时,将会导致人的死亡。

此外,就是对细胞的各部分来说,破坏作用也不是不分轻重的。大家知道,细胞是由一层细胞膜包着的细胞核组成,核内有染色体。生物学和细胞学研究告诉我们:染色体是细胞中最重要的部分,它是支配整个细胞的生长、发育和分裂繁殖的中枢。当细胞中的组成原子因受到辐射作用而电离,原子间的结构,即分子也就改变了;那么

分子的原来结构必然改变,細胞的組織也就遭到破坏。这个破坏作用对細胞活动的中枢染色体來說,尤其严重。

前面所提到的各种輻射粒子的能量并不大,对于物理学家用来研究基本粒子是不够的;但是,这个能量对于生物体中原子的电离作用确仍然是很強的,所起的作用足以破坏生物的細胞和机体,影响人們的健康。因此,研究这些輻射对人体各种組織、各种器官的損伤是十分必要的。

人体細胞的直径为 10—100 微米,而其中水分占了很大的比重。因此,对整个身体而言,其比重与水相近,只稍大于 1.0,所以可以算得每个細胞的重量为 10^{-9} — 10^{-6}

表 11.2 人体的各部位外表皮的厚度

部 位	外表皮厚度(微米)
手 心	800
足 跟	1400
前額及耳朵上部	36—40

克。如果用以除体重,則可得出人体的細胞数大至为 10^{11} — 10^{14} 个。同时,大家都知道,人的整个躯体都是被一层皮肤包着,而皮肤又分为外表皮和真皮。外表皮是最外层,实际上它是一层大約为 70—200 微米厚的大部

分已經死亡的細胞构成。外表皮厚度随人体各个部位不同而异;表 11.2 列出了人体各个部位外表皮的厚度。紧接外表皮的是真皮。在真皮层中才开始有血管,神經末梢等,再往里面才接触到肌肉、器官等。这样当人处在輻射区内,不同的輻射綫就会穿入人体,而这些微粒在进入人体时,首先必須通过外表皮、真皮,最后到达人体内部。那么,我們不难理解表皮对人体也起着一定程度的防护輻射的作用。特别是外表皮,虽然大部分由死細胞組成,但它对于輻射粒子仍然起吸收作用。因为它是已死去的細胞,即便是原子因电离而破坏,对于人体确沒有任何影响,实际上人的外表皮也就成了防止輻射綫破坏的一个天然防护层。但是,值得指出的是,由于它比較薄,因而它虽然能吸收掉一部分射綫,但射綫較強时还是会使人体的内部受到破坏。其次是对一些強穿透力的射綫(如中子等)它的防护作用确不大,还需要研究專門的防护设备来阻挡这些射綫。

§ 11.7 輻 射 剂 量

首先,我們来看看輻射剂量的单位問題。最初对輻射剂量規定了一个基本单位,叫做“伦琴”(Roentgen),一般簡称为“伦”。它的意义是对光子輻射而言,在每立方厘米的物质中通入的光子能量使物质产生 1.6×10^{12} 对离子、电子(即 1.6×10^{12} 对离子、电子/厘米³,或相当于 1.6 对离子、电子/微米³)。因此,給我們一个概念:在一个細胞中,一伦的輻射綫能产生几千到几万对离子、电子,即影响到細胞中的几千到几个

分子的性質和結構。然而由于這門新科學——輻射生物學還很不成熟，故這個單位也並不是十分準確的。因此，也有另外一個定義：1 倫相當於 83 爾格/克（即 1 克物質在射綫照射下，吸收了 83 爾格的能量），這個數也只是一個大概的數字。因為實際上產生一倫時，每克物質所吸收的能量，並不一定都為 83 爾格，也就是因吸收物質不同而異。表 11.3 中列出的一些數據足以說明這個問題，因而取 83 爾格/克只是一個代表性的數字，一般也有取 85

爾格/克的。為了使單位統一起見，1954 年國際輻射學單位委員會 (International Commission on Radiological Units) 確定以 100 爾格/克為 1 rad。但對

表 11.3 人體組織中在一倫光子照射中所吸收的能量

人體組織 部 分	光子初始能量 (千電子伏)		
	835	124	12
脂 肪	89 爾格/克	84 爾格/克	42 爾格/克
肌 肉	75 爾格/克	94 爾格/克	87 爾格/克
骨 頭	157 爾格/克	245 爾格/克	883 爾格/克

於 X 射綫、 γ 射綫等以外的粒子也用 rad 表示是不很適當的。因此就提出以相當於倫的物理當量倫(rep)，所謂物理當量倫是任何一種電離輻射所產生的劑量，在這樣的輻射作用下，一克物質所吸收的能量等於劑量為 1 rad 的 X 射綫或 γ 射綫的劑量，不過這時用 rad 表示的物理劑量和用物理當量倫(rep)表示的劑量相等。對 X 射綫及 γ 射綫(~ 3 兆電子伏)，其 rep 可以與倫等值看待，即

$$100 \text{ 爾格/克相當於 } 1 \text{ rad} = 1 \text{ 倫} = 1 \text{ rep.} \quad (11.9)$$

問題的複雜性還不僅在於各種物質產生一倫所吸收的能量不同（故單位只是一個代表性的），而且也在於生物體內具有一定的維修能力，所以當人體的細胞受到輻射綫的作用而使原子發生電離，生物組織遭到破壞時，如果這種破壞程度不是太嚴重，那麼細胞本身可以自行修補。其實對於人體的一些部分而言也是這樣，當其中一部分細胞因電離效應而破壞，人體本身也有能力來修補，使之恢復常態。但是應當指出，這種修補須在不太嚴重的情況下才有可能。對於各種細胞或機體的修補能力也各有所異，目前還研究得不十分清楚。可是無論如何我們在考慮輻射對人體的危害不能簡單地只考慮它破壞的一方面，而不顧及到人體的維修能力的一方面。

一提到射綫，有人就聯想到射綫對人的危害作用。似乎射綫對人很陌生，也似乎射綫就是和危害連在一起。其實不然，人們是經常處在射綫的照射之下的。自然界存在着的碳（含有天然放射性同位素 C^{14} ），鉀（含有天然放射性同位素 K^{40} ）和天然放射性鏷 (Ra^{226})，實際上它們也以微量存在在人體內，並不斷地放射出射綫照射着人體。此外天然礦物也有放射性物質；宇宙射綫的很少一部分也通過大氣層照射着人體；在近代醫學上常用各種射綫來照射人體，檢查疾病和治療病症。但對於這些健康

的人都能自然地适应,而毫不影响健康,当然人們对它也就毫无感觉。这就說明了人体是可以經受一定量的射綫的照射而能完全正常生活。表 11.4 列举了日常生活中,人們所受到各种射綫照射的剂量,一般总起来約为 400 微 rep/日。

表 11.4 人在日常生活中受各种射綫的照射剂量

辐 射	来 源	微 rep/日*
人体的天然放射性	鉀 40	50
	碳 14	4
	鈾(平均分布)	20
地面及水中的 γ 辐射	在火成岩上	400
	在冲积层上	200
	海面上	150
宇 宙	宇宙綫	100
代表性的总和		400

* 微 rep/日 = $10^{-6} \times \text{rep/日}$

带来什么危害。国际辐射保护委员会 (International Commission on Radiological Protection) 建議用下列标准可以保证人体的安全(見表 11.5)。并規定,对于在辐射綫照射下进行工作的人,每周总剂量不得超过 0.3 rad,即每天不得超过 0.05 rad (以每周工作六天計算)。这个标准是根据原子能工业的实际經驗得出,并不十分准确;但是,就实际采用的結果看来还是保险的,也就是說在这样的剂量照射下,人体本身完全有能力来及时恢复被电离破坏的原子細胞或机体。

表 11.5 光子对人体器官照射的安全剂量标准

对造血器官,眼,生殖腺	0.3rad/周	0.05rad/日
对皮肤	0.6rad/周	0.10rad/日
局部: 对手、肩膀、足及足跟、头及頸	1.5rad/周	0.25rad/日

上面所談到的只是指光子辐射对人体产生的破坏程度。然而由于各种辐射电离的集中程度不同,同样能量的不同辐射綫所产生对生物的电离效应也就不同,也就是說产生的破坏作用的程度不同。辐射电离集中程度越高,破坏就越集中,破坏作用也越大,就不容易修补。如質子、 α 粒子、原子核等重带电粒子,对物質的电离效应主要是发生在粒子射程的終了阶段,那么由于作用集中在一个很小的范围,在一个細胞或部分細胞上,使細胞強烈地破坏,而不易修复,重則影响到整个机体。所以对待物理当量剂量相同,而最后对生物的破坏效果不同的粒子,我們給予这个物理当量剂量加上一个“相对生物效应系数”,表 11.6 即为苏联卫生部采用的标准。表中的新单位“rem”是針对生物而言,謂之生物当量伦,即

$$\text{rem} = \text{相对生物效应系数} \times \text{rad}, \quad (11.10)$$

可看出,对于光子(X或 γ 射线)及电子,它们的生物当量伦与物理当量伦是等值的;而对质子、中子等,这个系数都大于10,说明它们对生物破坏作用要比光子及电子强得多。因此,在谈辐射剂量标准时不应当笼统地说多少伦,而应当采用生物当量伦(rem)。

表 11.6 各种射线的剂量标准

射线种类	每天的剂量			
	rad	相对生物效应系数	rep	rem
X或 γ 射线	0.050	1	0.050	0.050
电 子		1	0.050	0.050
α 粒子		20	0.0025	0.050
热中子 (~ 0.025 电子伏)		5	0.010	0.050
快中子 (~ 20 兆电子伏)		10	0.005	0.050
慢中子 (220兆电子伏)		20	0.0025	0.050
质 子		10	0.005	0.050

这里应当指出,每日最大允许剂量 0.05 rem 应该是指各种类型射线剂量的总和,因为剂量是迭加的,所以一个人不能在一天中受了 0.05 rem 的 γ 射线剂量,而又去受 0.05rem 的其他射线的剂量。

每天 0.05 rem 总剂量是长期连续受辐射的安全限度。这并不是说在某一时期一个人不能受超过这个安全剂量的辐射,过了就一定发生永久性的危害。因为即使一个人受了较大量的放射性辐射,生理器官的某一方面受到了较大的破坏,但是只要以后一个较长时期不再受同样或类似的辐射剂量,那么人的天然修复能力是可以把损害弥补起来恢复健康的。实际上在原子能工业的实践中,也有因事故而有人在短时间内受到 100 rem 以上的总剂量而活下去。因此人的容许放射性辐射剂量问题是一个非常复杂的问题,决不是 0.05 rem/日这样一个简单数字所能概括的。何况我们也知道吃合适的药会有助于人把辐射病治好,这又加上一个药物的因素。因此我们所真想知道的是:在一定医疗措施下,人所能忍受的最大辐射剂量过程,即在时间的进程中受不同剂量率的可能性:象第一天受 50 rem,第二天、第三天以至第三十天受 0.05 rem,而第三十一天又受 100 rem,第三十二天至第七十三天受 0.05 rem 等等。我们的问题就在于,目前放射医学的水平还不能给出这个规律。

§ 11.8 宇 宙 射 綫

从表 11.4 可知,人們在地面上每天約接受 400 微 rep 的宇宙射綫的照射。而实际上原始宇宙射綫比这个要强得多,这是由于地球被一层很厚的大气层所包围着,因此当強烈的宇宙射綫射向地球表面时,絕大部分被大气层所吸收,故到达地面上的宇宙射綫已經十分微弱了,人們完全經受得住它的照射。由于对宇宙射綫的研究,特别是近几年来火箭及星际航行技术的不断发展,要求科学家們很好地去了解它的来源、成分及強度等問題。宇宙射綫是来自太空的高能粒子流,从各个方向射向地球;其中一部分来自太阳,特别是太阳耀斑爆发的各种粒子流尤为強烈,有时能使原始宇宙射綫增強几千至几万倍以上。所謂原始宇宙射綫就是沒有进入大气层(即沒有被大气层所吸收),而只受地球磁場作用而发生偏轉的粒子流。对于原始宇宙射綫的研究,还是在火箭技术得到迅速发展的今天,才有了实验的基础。因为人們过去一直生活在地球表面上,生活在大气层的保护下,无法接触到原始宇宙射綫。要想得到它首先一步就是要飞出大气层。

通过宇宙射綫的研究得知,原始宇宙射綫的分布是不均匀的。首先,是由于它来自宇宙的各个方向上本来就是不均匀的,而更主要的是原始宇宙射綫虽然沒受大气的作用,但是确因它本身大部分是由无数的带电的粒子流,在地球磁場的作用下而发生偏离現象,从而使得当緯度增高时,原始宇宙射綫的強度也随之增強。一般在緯度

55°以上最強,这样使得在地球的赤道地区只有那些能量大于 140 亿电子伏的粒子才能到达地面上。通过测定得知在高緯度上的原始宇宙射綫(即地球大气层外分布最強的宇宙射綫)的成分、強度及剂量列于表 11.7 中,表中所謂粒子強度是指每小时流过一个截面面积为 1 厘米²的圓球的粒子数; z 为粒子带电数量。

表 11.7 原始宇宙綫的成分、強度及剂量

粒 子	粒子带电数 z	粒子強度	rad/日
質 子	1	4460	4×10^{-8}
α 粒子	2	633	2.3×10^{-8}
碳、氮、氧原子核	7	32	1.4×10^{-8}
鎂原子核	12	8.4	1.1×10^{-8}
鈣原子核	20	2.9	1.1×10^{-8}
鉄原子核	26	1.4	0.9×10^{-8}

分、強度及剂量列于表 11.7 中,表中所謂粒子強度是指每小时流过一个截面面积为 1 厘米²的圓球的粒子数; z 为粒子带电数量。

如果我們註上表中的質子的相对生物效应系数为 5,而其他各种粒子的相对生物效应系数为 10,則可以由表中数据算得地球大气层外的原始宇宙射綫的剂量为 0.088 rem/日。看来这个数据比起規定的輻射剂量 0.05 rem/日大得不多。因此,載人

飞船只飞出地球大气层时,有飞船的外壳及防护服就完全可以使宇宙飞行员不受到宇宙射线的危害。苏联不久前所发射的东方一号及二号载人飞船,就是利用飞船结构和宇宙航行服来防宇宙射线。

但是,要作星际航行或长时间处于大气层保护之外,问题就变得复杂了。因为必须考虑到太阳耀斑爆发所产生的强大的射线的侵袭,这时的宇宙线所达到的强度远不是一般飞船结构或航行服所能解决问题的。此外,地球的辐射带也是妨碍我们进行宇宙飞行的因素。下面就专门讨论这个问题。

§ 11.9 地球辐射带及太阳耀斑爆发的辐射

在地球外,离西半球地面高度约为 600 公里(有时降至 300 公里)高度上,平行于地球赤道平面有一个厚度约为 6,000 公里,在距地心为 20,000 公里厚度为 60,000 公里的两个环状辐射带,环绕着地球。前者称为内辐射带,后者称为外辐射带。对内辐射带研究发现,它的最低高度在西半球,这是因为地球磁场轴与地球自转轴并不重合是成 11.5° 交角,而使辐射带偏近西半球。

地球内外辐射带是来自宇宙的各种高能带电微粒,为地球磁场磁力线所捕获而形成的,一个辐射带就是一个辐射粒子区,这些粒子在磁场的作用下来回环绕着磁力线转(见图 11.8),而长期不能逃出。这些粒子带象一个环套在地球外面,环的轴是地

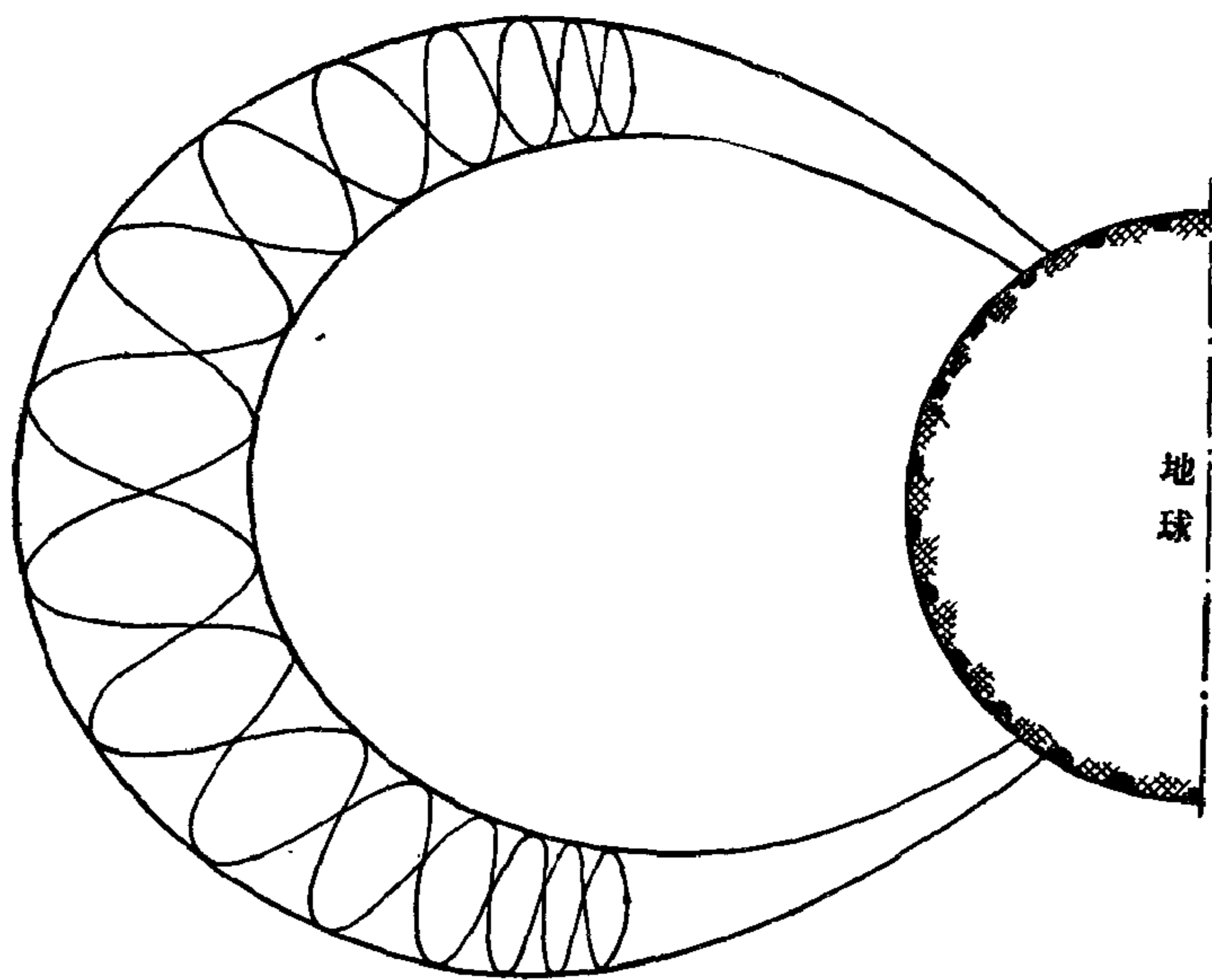


图 11.8 地球辐射带内粒子流

球的磁軸(見圖 1.7)。

內外輻射帶不但高度不同,而且它們的強度及包含的微粒也不同。內輻射帶是大量的帶正電的質子組成,它的粒子強度為 45,200,000 (單位同表 11.7),粒子的能量達 100 萬兆電子伏。可以看出它所具有的輻射強度要比普通的原始宇宙射綫高 10,000 倍。根據計算得出,要擋住這樣大能量的質子的穿透力,需要鉛板的厚度為 1 厘米;而一平方米這樣厚度的鉛板重達 114 公斤。所以載人飛船要安全地通過這個區域其防護設備的重量將會變得很大,目前看來要使人安全通過這個區域還有很大的困難。

外輻射帶實際是由電子組成,其強度比內輻射帶小得多。這些電子所具有的能量不同,可以分為兩類:一類是能量為 20 千電子伏及另一類為 1 兆電子伏。對於具有前一種能量的電子其射程為 0.7 毫克/厘米²;對後者其射程達 400 毫克/厘米²。對於這兩種強度的輻射,實際上利用飛船的结构就可以解決防護問題。

雖然,目前我們還不能直接通過地球輻射帶進入太空,但是還可以從別的道路繞過輻射帶進入太空。前面已經提出,內、外輻射帶只不過是兩個套在地球赤道上的環,因而完全可以从地球的两極方向上,沒有被輻射帶封住的“窗口”飛出去。这样就避免受輻射帶的強烈的影响,同样可以到达更高的卫星軌道或作星际航行(見圖 11.9)。

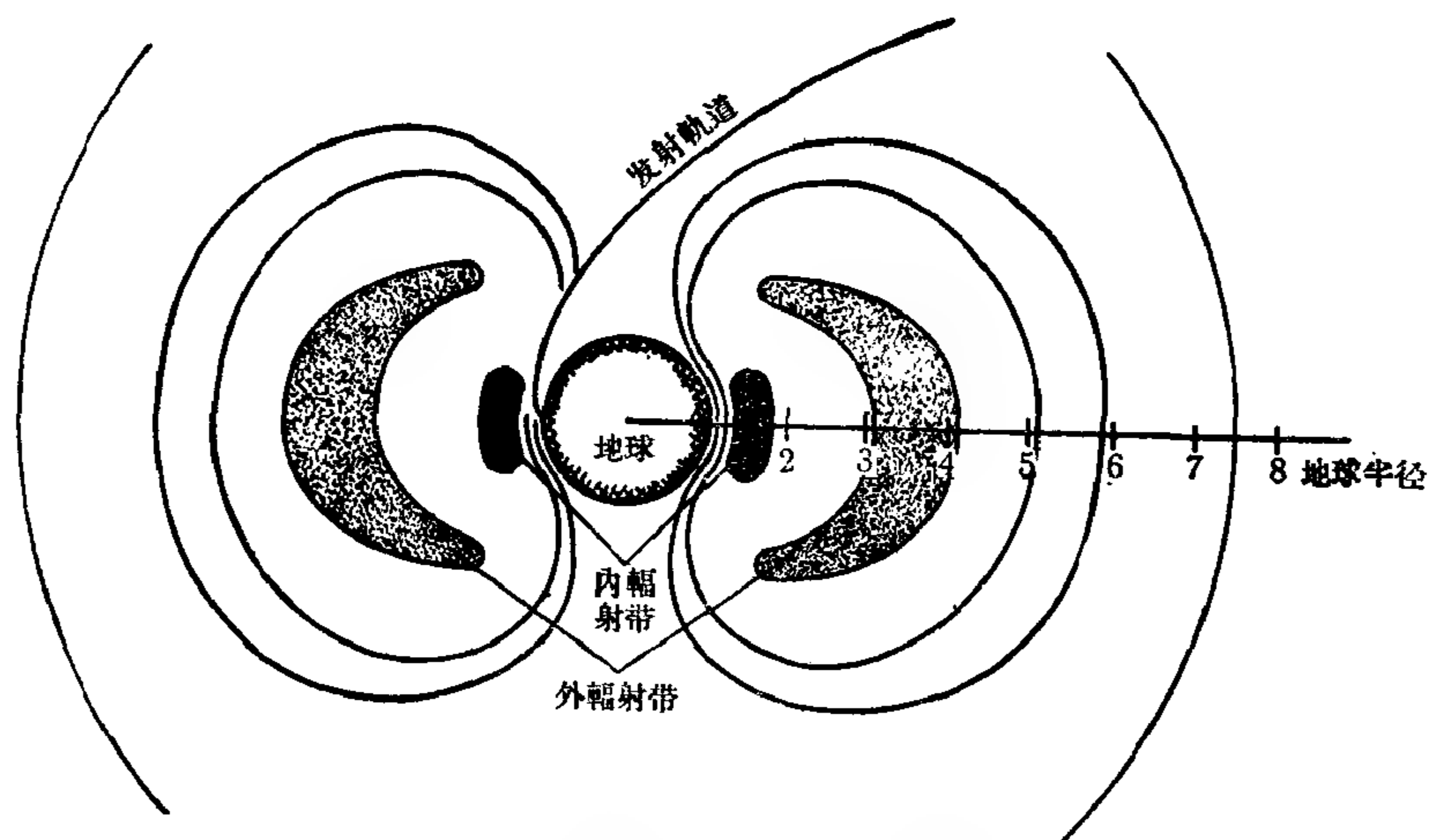


圖 11.9 繞過內外輻射帶的航行軌道

採用上述辦法似乎只要飛船有了一般能抗宇宙射綫的防護設備,人們就可以飛到其他行星或長期地在高軌道衛星上工作了。其實不然,在出了地球的大氣層保護之後,除了有通常強度的宇宙射綫的作用外,還有前面所提到過的太陽耀斑爆發時,向

地球輻射出的強烈的粒子流,这些粒子流将大大地增強宇宙射綫的強度。当太阳耀斑发生大爆发时可以使宇宙射綫增強一万倍,其時間可以延續好凡小时(这种爆发发生时以致地球上的短波无綫电通訊会中断),要想防护或避开都是很困难的。根据天文学上对太阳长期的观察和研究的结果告訴我們:这种大爆发大約間隔十一年发生一次,但是,这个規律只具有統計性,也就是說一般是十一年左右发生一次,而有时也不一定,大爆发的規律性目前还掌握得不够。当然如果人們是在地球卫星軌道的飞船上,当有发生大爆发现象时,可以立即通知飞船降落到地面上,以避开大爆发。但对于星际航行來說,要是碰上了,就是要避开也来不及。所以为了保証人的生命安全,需要进一步掌握耀斑大爆发的規律,也要創制輕質的防护設備。此外,耀斑的小爆发是經常有的,爆发时能使宇宙射綫增強約 100 倍,時間长达几天之久。这种爆发的規律性掌握得也还不够,而且由于是經常性的,要避开也不容易。为了避免遭到它的照射,应当加強防护,也要进一步掌握太阳耀斑爆发的規律,不断从耀斑的观测作出耀斑爆发的預报,使飞船上的航行員能及时采取有效措施进行防护。

§ 11.10 中子的防护

我們知道中子的穿透能力是很強的,也就是它的射程远,而且中子与物質的原子起作用后还要放出 γ 射綫,因而我們不但要防中子,也要防所产生的 γ 射綫,問題也就复杂化了。防中子問題的重要性一方面在于它不容易防护,另一方面,只要有原子反应堆,如原子火箭发动机或电火箭发动机用原子发电設備,那么反应堆运轉时就产生大量的中子。

原子发动机将用在空气层中一段高度上推动火箭,它产生的大量中子向外輻射,而同时又受到大气的散射。这时对飞船中的航行員來說,中子不单从发动机方面射来,而且从四面八方射来。为了防止发动机工作时宇宙航行員不受中子輻射的侵害,有人建議在飞船船艙中建立一个防护室,发动机工作时航行員可以到里面去躲避中子流的穿透。防护室的最外层是一个通液氫的夹套,以減低中子的速度,使它变为热中子(液氫还可以用去冷却停止推力后的反应堆),然后在靠夹套內层衬上硼 10 (B^{10}) 来吸收中子,而在最里一层則用重物質,如汞或鉛来吸收当 B^{10} 吸收中子后产生的 γ 射綫。如果采用这个办法,在一个推力为 500 吨的原子火箭上,建立一个在发动机工作时可容三个航行員用的防护室,其尺寸为 $1 \times 2 \times 2$ 米³,那么,即使以短期受总的輻射剂量为 100 rem 来設計,其防护室的重量也得 10 吨。当然我們現在也沒有把握人能短期內接受 100 rem 而无損伤;如果再降低一些輻射剂量,防护室的重量还得大

大增加。当然,地面上的原子能工业要进行安全防护已经解决了,但是地面采用的办法不受重量的限制,如果要想飞上天去,那么,重量则是一个很重要的矛盾。目前看来,由于我们在这方面的知识还远远不够,要解决星际飞船上对强辐射线的防护还有困难。

总之,辐射是一个新问题,而辐射对人体影响的研究则是门新兴的科学,要解决各种射线对人体的作用,就是这些新兴的辐射医学、辐射生物学和生物物理学的重要任务。

§ 11.11 辐射对器材的破坏作用

放射性辐射对物质的作用已在 § 11.2 至 § 11.5 中阐明,总的说来是电离作用,但电离了的原子与原来的原子在化学性质上有所不同,也就是说电离作用也实质上是化学结构的破坏作用。物质的化学结构破坏了也就会改变物质的许多性质。这对人的生理来说是如此,对飞船的器材来说也是如此;所以除了我们在上面所说的放射

表 11.8 器材功能的辐射极限

	辐射剂量极限(rep)
除聚氟塑料以外的电绝缘	10^9
一般电动机	10^8
硅整流器	10^7
电解电容器	10^6
晶体管	10^5
照相胶片	10

生理及放射医学上的问题以外,也还有与星际飞船设计有关的放射材料学问题。表 11.8 是各种器材的辐射剂量极限。因为是一般物质,不是生物,所以剂量单位应当用物理当量伦 rep;也就是器材能忍受的最大剂量,超过了这个限制器材就不能用了,完全失去了它们原有的功能。当然辐射对器

材的影响也与射线或粒子的穿透能力有关,不能光用剂量作的指标;表 11.8 的数字只是一个概略的参考数字。为了验证一个元件或部件的可靠性,我们还必需把元件或部件进行真实的环境试验,也就是让它在真实的辐射条件及其他条件下进行运转,从实验去测定它们的使用寿命,并发现一个元件或部件的薄弱环节,从而改进设计或材料。这就是这门新学科——放射材料学的一个任务。

表 11.8 中还没有列出结构材料在放射性辐射作用下的影响,而实际上结构材料也会受辐射作用而变质。变质的机理是:辐射的电离作用使固体材料的晶体中原子排列受到破坏,在原子完整的晶格中产生空穴,产生缺陷。这与材料冷加工的情况相似,冷加工是通过机械作用来破坏晶体的。而辐射对材料也象冷加工一样,其效果为加大材料的断裂强度,但断裂时的延伸率降低了,也就是材料变脆了。结构材料变

脆是不利的;在有振动的情况下,容易从局部的裂紋而引起破裂。此外,有些材料也会因受到輻射对晶体的破坏而膨胀起来,这就引起了外形的变化。如果在結構設計时沒有考虑到这一点,那也会造成不同材料的結構各部分之間的失調;一部分要伸长,另一部分不能伸长,也会引起破裂。这些都是放射性輻射对飞船結構所带来的新的研究及設計課題。

第十二章 飞船的设计问题

§ 12.1 超重和失重

由于人的各种生理特性和要求,给星际飞船的设计提出很多问题。其中防辐射的问题在第十一章中已经讲了,而超重和失重的问题,虽然比起辐射问题要容易些,但它是存在的,还需要进一步来研究。所以,我们在讲飞船设计问题之前,首先来谈一下关于超重和失重的问题。

在研究超重和失重以前,首先要明确物体的重量概念。我们主观的重量概念,来自于人的肌肉的一种感觉,是外界作用于物体上力的综合的体现。例如,人在足够高的卫星式飞船上绕地心作圆周运动,当运动的加速度正好与地球对人身体作用的重力加速度相抵消时,尽管有重力的存在,并作用于运动的物体上,但实际上人感觉不到重力的存在,这是因外力作用互相抵消的结果,也就是人处于失重状态。由此看来,重量就是人运动的加速度与重力场所产生的重力加速度的向量差。

超重是指人的肌肉感觉出的重量比正常状态感觉的重量大,其增加的倍数就是超重的倍数。而人在失重状态时,就感觉没有重量。对于超重和失重的状态,可以作如下的计算来判断。这里设 \mathbf{a} 矢量为人体在空间运动的加速度; \mathbf{g} 矢量是考虑到太阳和其他行星的总引力势的空间梯度。如果不考虑其他星球的作用,对于地球的引力势梯度其数值为

$$g_0 \left(\frac{R}{r} \right)^2. \quad (12.1)$$

当考虑到地球引力势的方向是向心时,其矢量表示为

$$= -g_0 \left(\frac{R}{r} \right)^2 \frac{\mathbf{r}}{r}. \quad (12.2)$$

其中: g_0 为地球表面的引力常数; R 为地球的半径; r 为卫星式飞船绕地球中心旋转的半径。如果考虑到太阳和其他星球的作用,则引力势就为空间梯度。物体与飞船结构接触点的合力与地球表面的重力常数之比,就是超重倍数 n 。所以

$$\frac{|\mathbf{g} - \mathbf{a}|}{g_0} = n. \quad (12.3)$$

当 $n = 0$ 时,物体处于失重状态。当 $n = 0 \sim 1$ 之间时,物体处于部分失重状态。这

也就是超重和失重状态的过渡阶段。当 $n = 1$ 时,物体没有超重,也没有失重,而是处于正常状态。当 $n > 1$ 时,物体就进入超重状态,而 n 的数值大小,就表示出超重程度的大小。当 n 越大时,其超重就越大。

下面我们将举例说明公式(12.3)的应用。首先我们来看一下人造卫星的运动;这时,在卫星轨道上物体运动的加速度与地球引力势的方向相同,数值相等,其矢量之差为零,故 $n = 0$ 。所以在卫星上的物体实际上是处于失重状态,可以参看图 12.1。

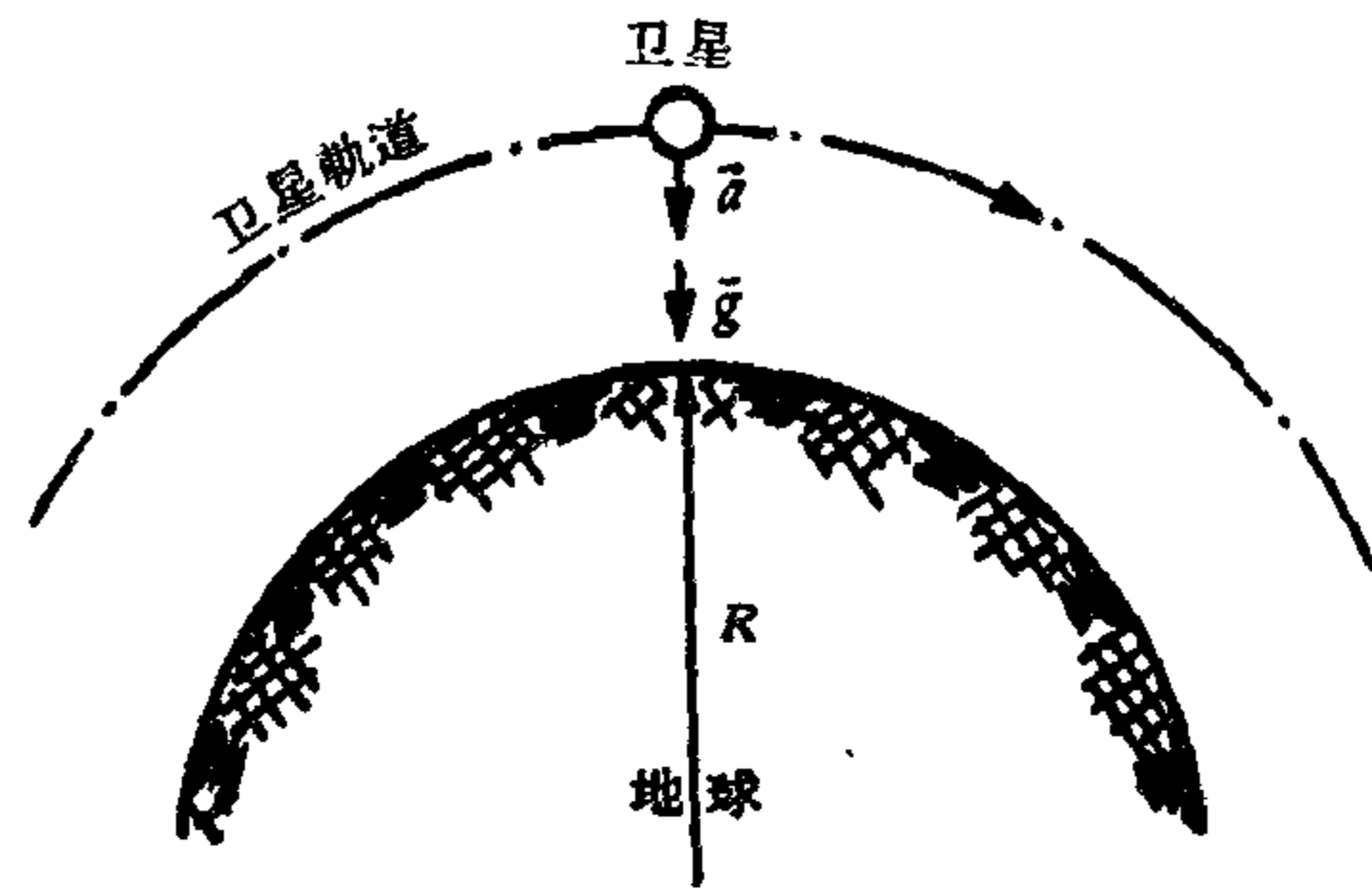


图 12.1 卫星的失重

其次看一下火箭在垂直起飞瞬间的状态,可参看图 12.2;这时,火箭运动的加速度为 $|a| = -ag_0$;而地球引力势由公式(12.1)可得到,其值为 g_0 。这时,物体的超重为

$$n = \frac{|g_0 + ag_0|}{g_0} = 1 + a.$$

当火箭在倾斜飞行时,如图 12.3,其计算可以应用矢量差的办法,即用矢量 \overrightarrow{CA} 线段的数值除以 g_0 就可得到物体的超重。因此,公式(12.3)对于在任何飞行情况下,都可以用来对超重和失重状态进行计算。

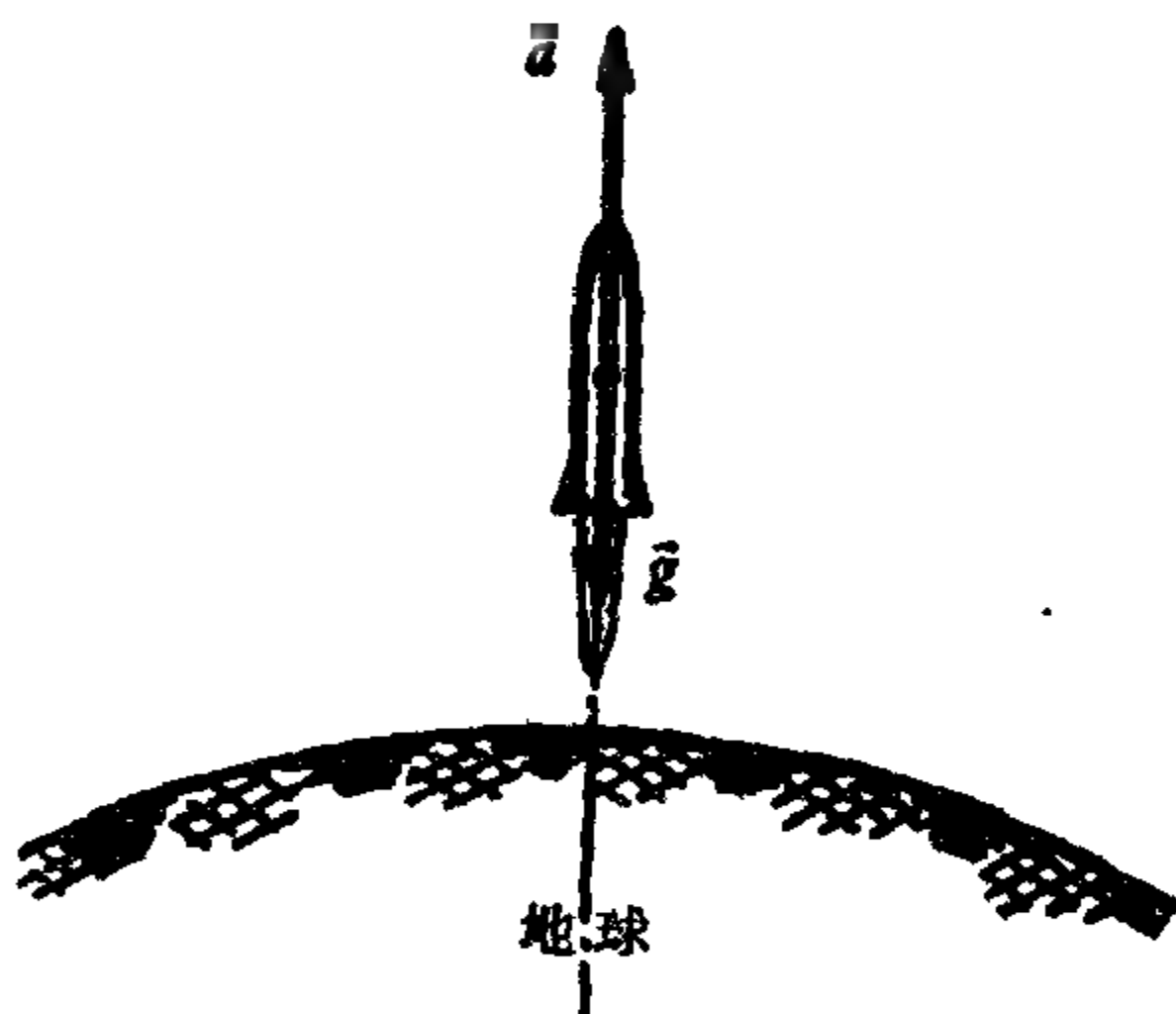


图 12.2 火箭起飞时的超重

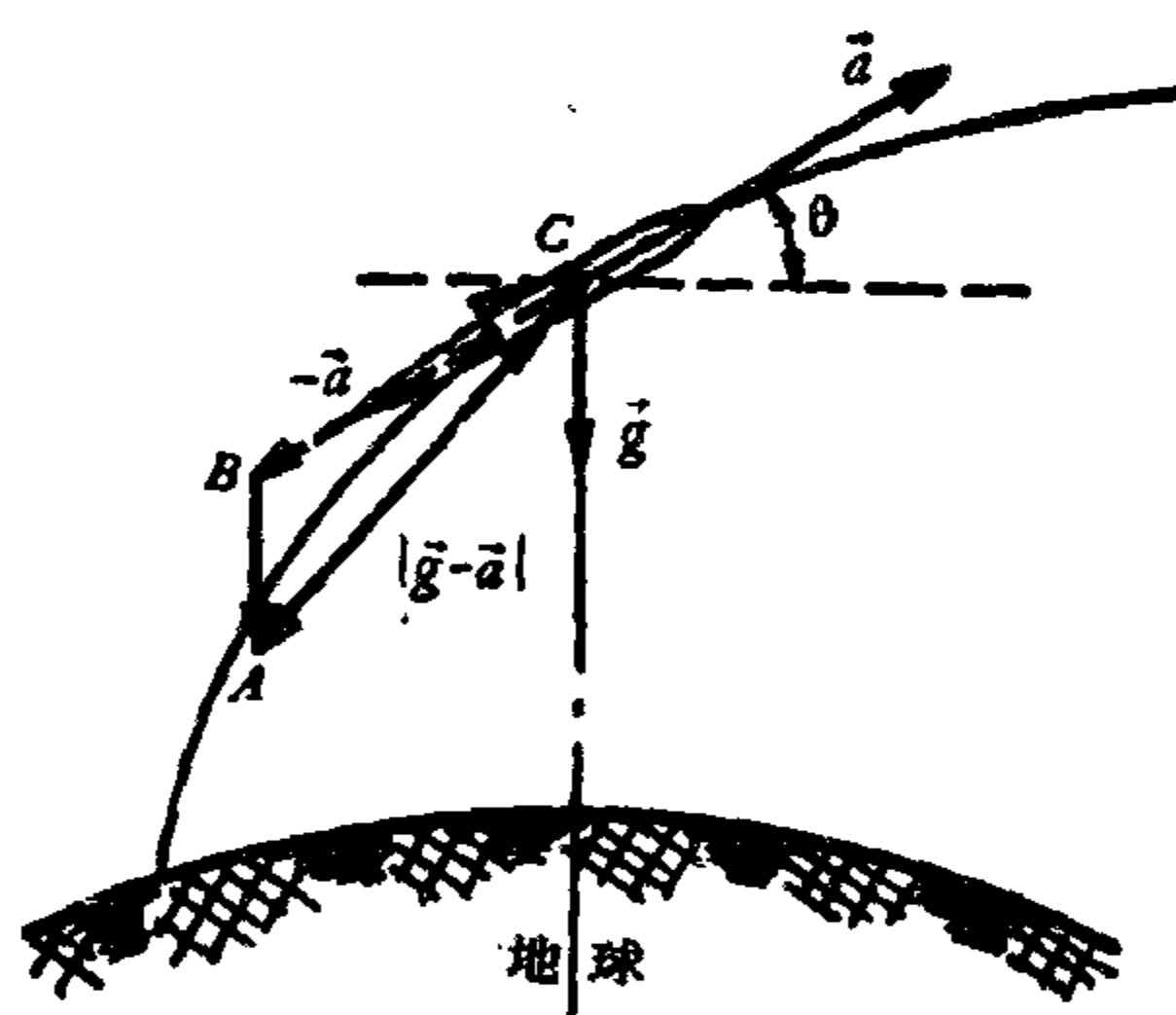


图 12.3 火箭斜飞时的超重

§ 12.2 超重对人的影响

超重主要是对人的血液循环系统的正常工作有影响。心脏好象是一个泵,由它不断的供给身体各部分的新鲜血液,形成整个身体的一个血液循环系统。当人处于超重状态时,在重力的作用下,就影响了血液的正常循环,使血液下坠,产生血液过于

集中的現象。这样,身体的其他部分在得不到新鮮血液的情况下,就会出现不正常的生理現象,影响了人的生活和工作的能力。另一方面,人还具有在一定范围内的复原能力,也就是当超重的程度还不够大,同时其作用時間还不够长,沒有超过人的复原能力时,人的各部分机能在超重作用结束后,还可以恢复正常。所以,人还是能承受一定程度的超重。然而,超重对人的影响跟一个人的身体特点有关,即每个人能承受超重的能力是有所不同的,但人对超重的适应能力是可以經過逐渐訓練略为提高。从苏联卫星发射的动物試驗中还发现,在最大加速度作用期間,呼吸运动的頻率超过了原来的頻率 2—3 倍。可以认为,加速度影响了血液到肺的流动,也阻碍了血液的换气,对呼吸的加快起了一定的作用。

人在超重状态下的反应,一般可以分为清醒、昏迷及损伤三个阶段。所謂清醒或者不清醒是指血液循环系統是否能不断的供給大脑适量的新鮮血液。而昏迷是超重的影响在人的复原能力以内。其极限是人的組織机能被破坏。当組織机能被破坏时,人就被损伤。这三个反应阶段的出現与加速度的大小和加速時間的长短有密切的关系;这可以让人坐在特制的离心机上进行測定,根据不同的旋轉半径和旋轉速度,可以得到不同的超重状态。在这些不同的状态下,可以用各种仪器来測量人的不同的生理反应。其三个不同的反应阶段与加速度的大小和加速時間的关系可以参看图 12.4*。

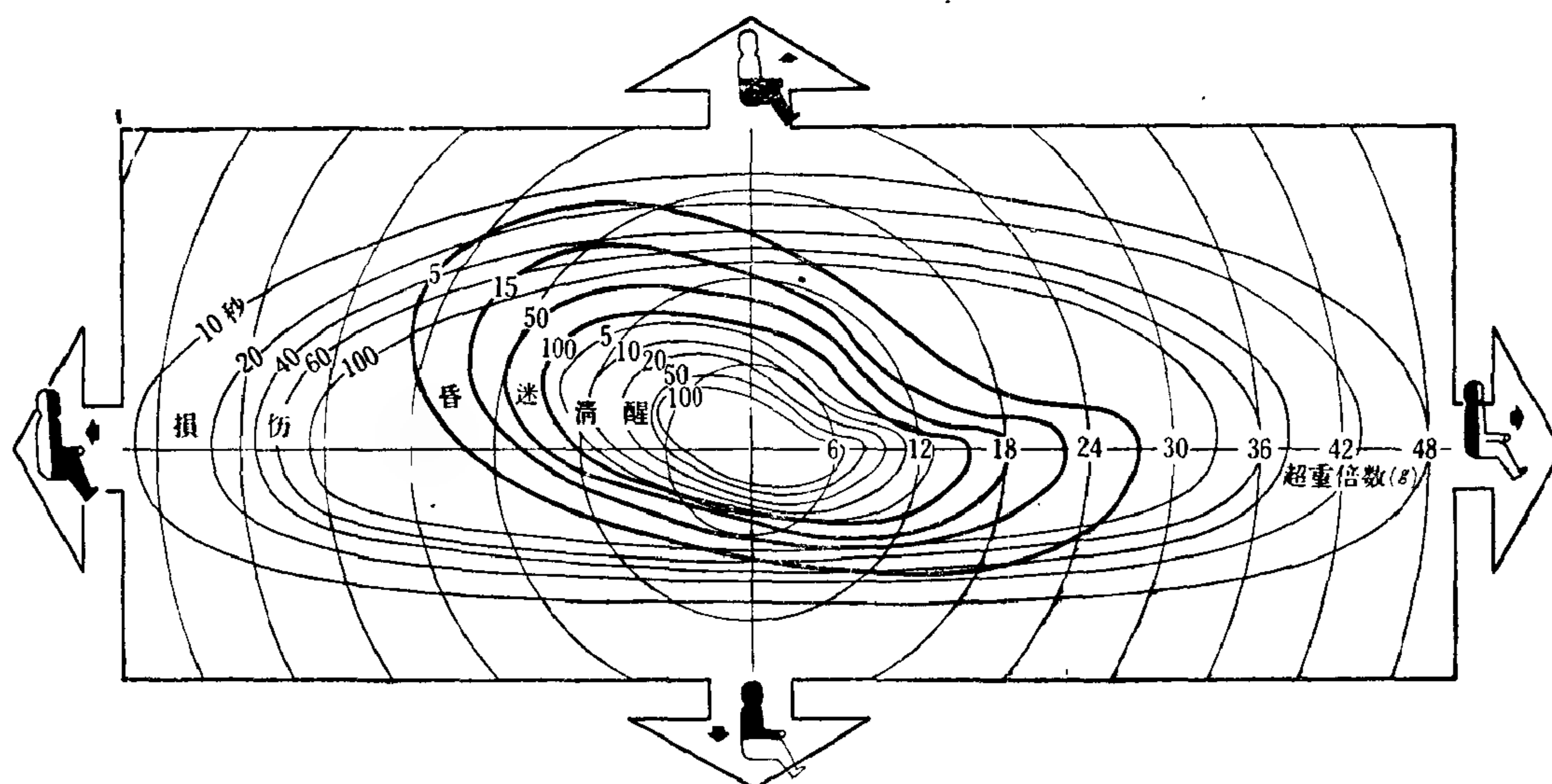


图 12.4 超重限制图

* 因各族人民的生理特点有所不同,其具体的关系也有所变化,故此图仅作参考。

图 12.4 中的不同直径的正圆形代表了不同的超重倍数, 即 $n = 6, 12, 18, 24, 30, 36, 42, 48$. 其各种不同形状的图形, 代表不同的超重时间和加速度, 它们相应于超重对人的三种反应阶段. 其中, 肾形图形靠内的五圈, 表示人处于清醒状态, 当加速时间为 5, 10, 20, 50, 100 秒时与超重倍数的关系. 而肾形图形靠外的四圈, 表示人处于昏迷阶段, 当加速时间为 5, 15, 50, 100 秒时与超重倍数的关系. 而最外面的五圈曲线表示人处于损伤阶段, 当超重时间为 10, 20, 40, 60, 100 秒时与超重倍数的关系. 四个正向的箭头表示超重的方向. 人形的黑白表示血液的集中情况, 而涂黑部分表示血液的集中部分. 从图 12.4 可以看到一些变化趋势: 当加速的时间越短时, 则可允许的超重倍数就越大. 另一方面可以看到, 一个人承受超重的能力跟身体的位置有很大的关系. 也就是说, 一个人仰着或俯卧着, 对超重的反应和坐着时是不一样的, 即是超重对人的作用具有方向性. 这是因为人本身不是一个结构均匀的圆球, 心脏的位置是一定的, 同时与身体其他各部分的距离都不同. 但其血液循环作用的方向是一定的, 因而对人的作用力方向不同所引起的内部变化也不同, 所以超重作用具有方向性. 图上指出人能承受最大加速度的方向是人半仰半卧的方向, 即人在这个方向对于一定的加速时间所能承受的超重最大. 因为人脑的位置是靠头的后部, 故是半仰式的姿势为好. 这个结论可以从苏联的载人飞船中采用了半卧式的座椅得到证明.

总的看起来, 超重对人的影响不是一个严重的问题. 因为, 在运载火箭起飞阶段, 如果采用多级火箭, 其产生的最大加速度不到 $10g$, 而飞船再入大气层时当角度不大, 不用升力的情况, 其产生的加速度在 $8-9g$ 的范围. 而采用升力时还可以使加速度小于 $8g$, 故一般情况超重倍数在 $8-9$ 之间. 如果我们选择最好的半仰卧式方向时, 人是完全能够承受 $8-9$ 倍超重, 其可允许的加速时间不会小于 100 秒钟. 而实际上加速度最大的持续时间, 一般不会超过 100 秒钟. 所以, 超重对人的影响目前看来是不成问题的. 当然, 在加速度很大时人是会感到不很舒服的. 经过苏联二次发射的载人飞船实践的结果, 证明了人体能够忍受从胸到背、从背到胸、从左侧到右侧、从右侧到左侧的较长时间的超重.

§ 12.3 失重对人的影响

失重是人在星际航行中所遇到的又一个影响因素. 由于地球引力的作用总是存在的, 在地球上不能创造出较长时间的失重条件. 因此, 关于失重对人的机体影响的性质一直到現在研究得不多. 尤其是长时期的失重对于人在空间的定位能力, 人的动

作的协调,对血液循环系统以及生理机能、生理状态的影响等,知道得更少。这一切都需要进一步全面的来研究。

我们知道,人是依靠前庭器官、视觉器官以及皮肤、肌肉、腱、关节、韧带的感受器这三个系统来准确执行本身的机能,才能在空间中定向,使动作严格协调。而前庭器官是相当复杂的系统,它位于颞骨蜗轴的迷路中,由位于三个平面上的三个半规管和一个很敏感的耳石器官组成。借助于半规管,人感受到加速度,而耳石器官首先对重力变化发生反应。耳石器官位于几个半规管的连接处,它是一个腔,腔底布满敏感的神經細胞。神經細胞上长着极细的毫毛,上面有碳酸和磷酸钙盐的一些小結晶体——耳石,浸在胶冻物质中。当头的位置或重力改变时,支撑耳石的毫毛弯向一边,使耳石接触一边的神經細胞,有神经脉冲从耳石器官传到中枢神经系统,根据收到的信息,人体在空间的正确定向得以实现。因此,前庭器官是定方向和定加速度的系统。而皮肤、肌肉、关节等感受器是一个重量的感觉系统。当人处于失重状态时,这两个系统都失去了应有的作用,只能使用视觉器官。虽然,视觉器官还具有一定的定位能力,但总的定位系统效能是降低了。这里也说明了三个系统是互为补充的。这是问题的一方面,而更主要的困难是因前庭器官与人的植物神经系统是紧密相连的,人的植物神经系统是调节诸如消化、心脏活动、血管伸缩、排汗等等之类的自动机能的。因此,前庭器官机能的变化可能引起上述各系统机能的重大变化,影响到人的整个生理活动。

为了研究失重对人的机体影响,最初使用的方法是使人坐在具有较强弹射力的椅子上,当人被弹出后就可以造成1—2秒鐘的失重。又如,电梯突然下降时,也可以造成1—2秒鐘的轻微失重状态。这种方法因失重作用持续的时间太短,不能提供有价值的结果。另外,有人还提出了给人穿上特殊的服装,把人放入比重等于人体比重的液体中。这种方法可以模拟人在失重状态下皮肤、肌肉、腱、关节、韧带的感觉,也是有意义的。这些实验,提供了在接近失重状态条件下,一部分神经感受器的活动已经中断时机体机能的材料。目前,在飞机上作试验,使失重的研究工作向前迈进了一大步。可参考图12.5。当快速飞机在一个快速俯冲之后立即上升,并沿抛物线飞行,其抛物线的发射角为 40° 到 50° ,如果角度再增加,那么当飞机到达抛物线顶部时,飞行速度太低,飞机将不易控制。在飞行时让发动机的推力刚好抵消空气阻力的作用,同时调节攻角,使飞机的升力也等于零而离心力会与重力平衡,所以飞行是在失重状态下进行的。在这条件下,最大飞行速度的飞机可以造成40—60秒的失重,这也是目前在地球附近能模拟的最大限度的失重状态。

这一类实验的结果查明,循环系统和呼吸系统的机能方面没有发生重大的变化,脉搏和呼吸的频率和节律、动脉压力和心动电流图没有严重偏离标准状态。失重对视觉和听觉也没有显著的影响,睁开眼睛进行空间定向和动作协调的能力也没有发

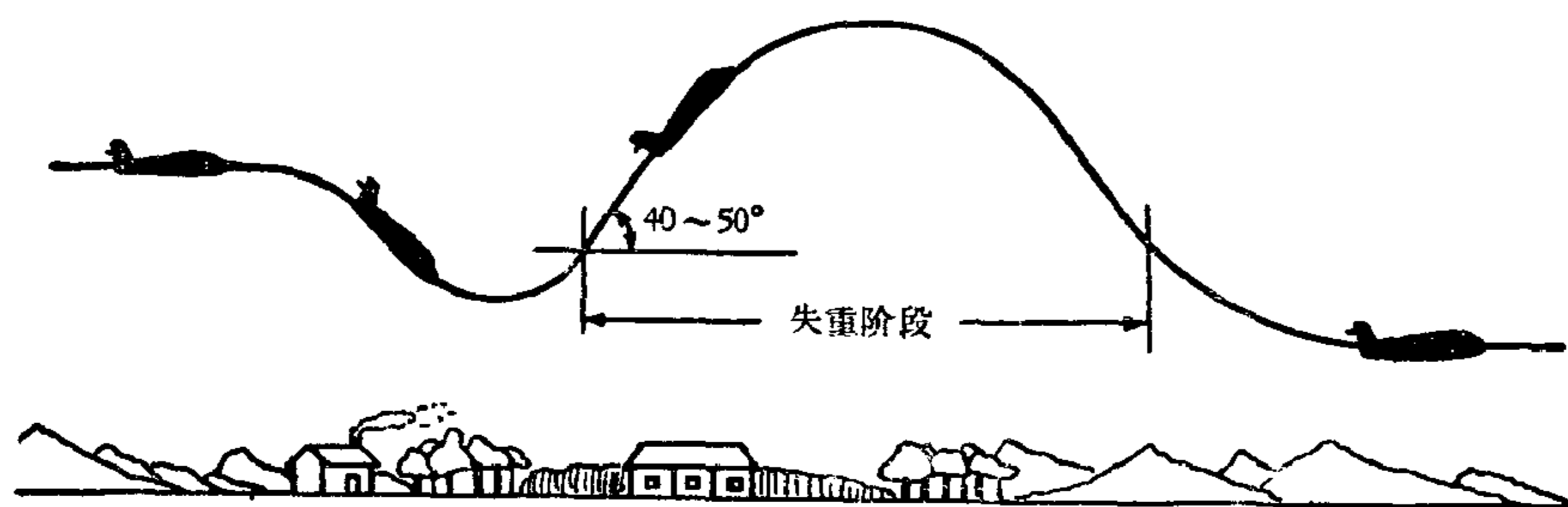


图 12.5 利用飞机制造失重

生很大的变化。这可以由受试验者能够完成相当细小的动作,如可在记事簿上记录,使用电报键等得到证明。其主观的感觉与每个人的生理特点有密切的关系,如有的人会感到恶心、头晕,甚至失去定向能力,而有的人感觉自己很好。同时还看到了,当人们进行了多次失重试验之后,对失重的适应性有所提高,这证明了对失重适应性的锻炼是可能的。在飞机上所进行的实验观察,因为时间还是太短,只能证明短时间的失重对人是没有影响的。但是,星际飞行可能持续的时间不是几十秒,而是几星期、几个月,甚至是几年。因此,必须对这个重要的课题继续进行研究。苏联两次发射的载人的卫星式飞船提供了有价值的研究结果。尤·阿·加加林在失重状态中停留了约一小时,在他身上没有发现任何特殊的不良后果。他进餐、写字、进行必要的观察都没有感到特殊的困难。这也就证明了:在失重状态时,虽然前庭器官和皮肤、关节等已失去作用,但人体对失重是可以适应的。人的视力可以帮助人对自己动作进行必要的校正。格·斯·季托夫的飞行,研究了人在飞船条件下生活一昼夜的特点,以及宇宙航行员在长时期失重的条件下的工作能力。其结果证明了,失重并没有影响宇宙航行员实现一切必需的本能的要求:如进饮食、大小便以至睡觉。但是也不是完全没有问题,在进入轨道后特别是在刚入睡时,是不太安定的,而且感到轻微的头晕和恶心。这是由于前庭器官在失重的影响下,受到不平常的刺激而引起的。但是,当宇宙航行员采取的初始的预备姿态和使头部不作任何剧烈活动时,以上现象就几乎全部消失了。在睡眠之后有了相当程度的减轻,而在飞船返回地面,超重作用开始后就全部消失了。总的看起来,格·斯·季托夫在较长期处于失重状态下的情况良好,没有发生任何病理上的疾患。但是在前庭器官方面发现了某些变化,这些变化也没有

影响到宇宙航行員的工作能力。

但在今后的考察中必須弄清楚,所发现的宇宙航行員在前庭器官方面的反应,究竟只是个人过于敏感的结果,还是宇宙航行員在失重的条件下都会产生这种现象。如果是一个普遍的现象,那么就有必要在飞船上制造人工重力,例如,把飞船作成环形,让它在失重中旋轉,见图 12.6;如果每分鐘轉 N 次,环的直径为 D ,那么在环中的

超重系数 $n = \left(\frac{2\pi N}{60} \right)^2 \frac{D}{2g_0}$, 如果, $D = 50$ 米, $N = 6$ 轉/分,那么 $n \approx 1$, 人在环中就

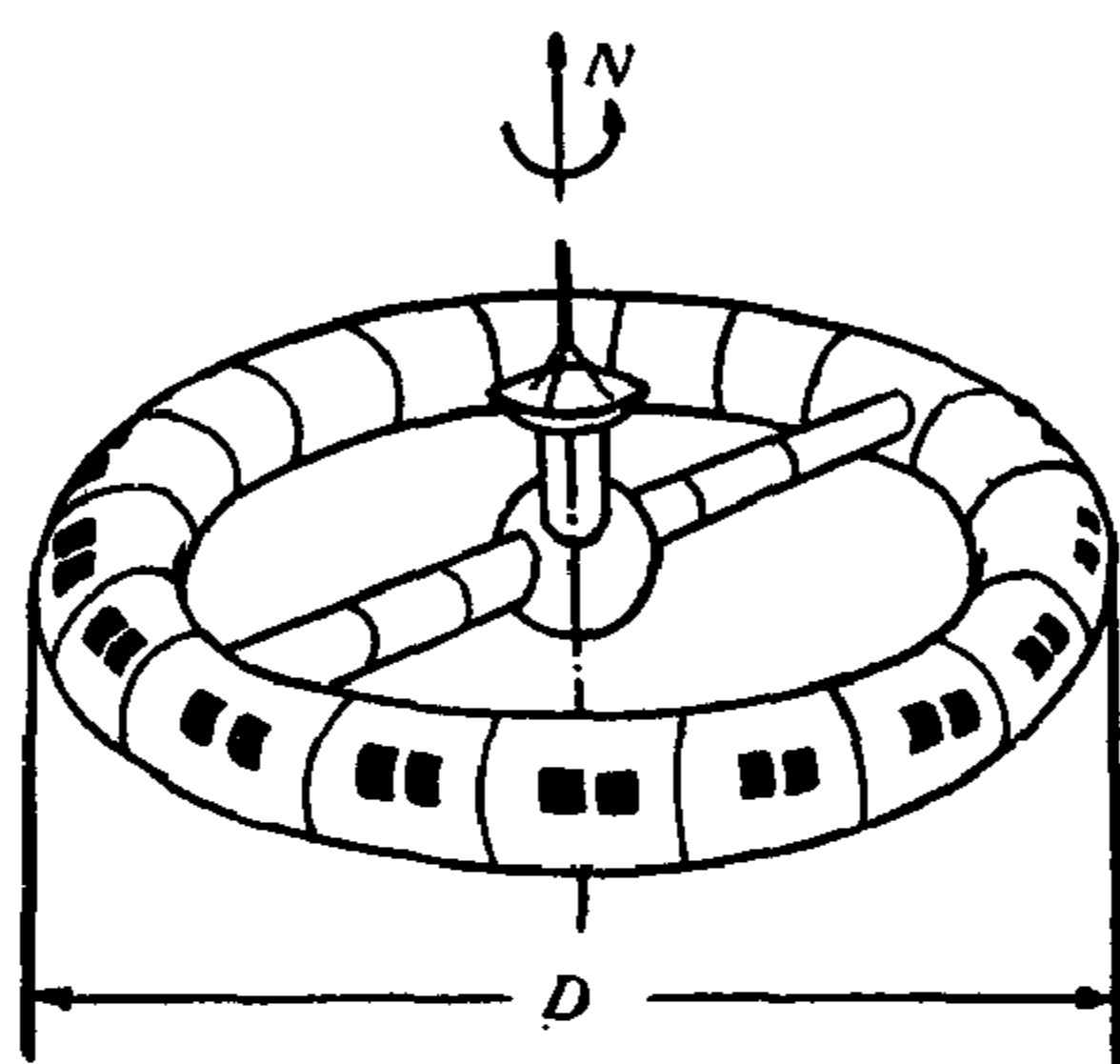


图 12.6 人工重力

如在地面上一样。而每分鐘环才轉六圈,人的视觉也不会招致头晕。但这要使飞船的设计足够大才行,当然实现这种具体人造重力的飞船还存在很多技术上的困难。所以从目前所有的試驗和考察証明了失重問題不是象以前想象的那样严重。但长时期的失重对人的影响结果如何,还有待于进一步研究。另外,在超重状态和失重状态相互轉变方面,从苏联多次卫星发射的结果,已可以得出结论:人体忍受从超重到失重的变化过程,比忍受从失重到超重的轉变过程要容易得多。

§ 12.4 飞船船舱的设计要求

由前知道:各种大气条件、物理因素(如輻射等)以及飞行的各种因素(包括噪声、振动、超重、失重等)对于仪器、设备以及人都有性质不同、程度不同的影响。由此也给飞船的设计提出了很多的要求,尤其是对載人的飞船设计要求更高。也就是说,人生存的因素是飞船密封舱设计时考虑的重要原则。密封舱不仅要保证人在飞行的条件下生存,同时还要維持较高的工作效能。这里对飞船船舱的设计及要求作一簡略的概述。

首先,船舱(即駕駛員座舱)应该是一个绝对封闭的系统,即是一个密封舱。其外表复有热保护层,可以防止它在稠密的大气层中下降时受到高温的影响。座舱壁上有用耐热玻璃保护的舷窗,使星际航行員在沿軌道飞行期間,以及在下降时都可以进行观测。为了防止航行員眼睛受到太阳光的伤害,在舷窗上設有在必要时关闭舷窗的装置。为了保证航行員舒适和安全的工作,在船舱壁設有两个快速开启的舱門,以便在必要时使用。在苏联东方号飞船中,航行員是坐在船舱的特制座椅中。座椅是

一整套系统和装置,它保证星际航行员可以长期居留于飞船座舱中,可以保证航行员在必要时安全脱离飞船和降落到地球表面。座椅中有专门装置,来保证当飞船起飞和进入轨道期间发生事故时,使航行员能自动、安全地脱离飞船和着陆。座椅中还带有氧气储备和通风装置,保证穿着宇宙服的航行员的生活方便。此外,东方号的座椅中还有收发两用的无线电台,以及储备的食物和最必需的用品,供航行员在着陆后使用。在航行员离开座舱单独着陆时,座椅的降落伞系统,可以保证他稳定而平缓地降落到地面上或水面上。如果降落到水面上,他还可以利用橡皮气艇;橡皮气艇在落到水面的瞬间会自动开展。另外宇宙服本身可以使航行员在水中保持仰臥姿态。宇宙服的隔热和密封程度可以使航行员在冰水中呆上十二小时而没有不愉快的感觉。同时,宇宙服的头盔有一个带玻璃的舷窗,当船舱里空气压力或气体成分超出容许的标准限度,它就会自动关上,也可以由人来开关。因此,宇宙服及其各种系统,使航行员甚至在船舱密封出事时也可以操纵飞船。

在东方号飞船船舱里,装有保证生命活动系统和操纵系统的设备,部分无线电装备,飞船航行记事簿,航行员通过舷窗进行肉眼观测的光学装置,在飞行时观察航行员用的电视摄像机。航行员可以利用送话器、喉头送话器、电话和电动式扬声器,按照自己的意愿打开任一元件,都可以同地面谈话随时联系。

苏联东方号飞船的船舱里还设有空气调节和压力调整设备,自动地维持座舱内的正常的气体成分、温度、压力及空气的相对湿度。在必要时,航行员可以干与自动装置的工作,降低或提高空气的温度、改变湿度和气体成分。一般来说,星际飞船船舱空气的压力维持在1个大气压为最好,最低的气压不能低于0.583大气压(这压力相当于离地面4570米的高空压力)。空气的成分一般维持在:氮(N_2)75%,其变化范围为 $\pm 5\%$;氧(O_2)25%,其变化范围为 $\pm 5\%$;二氧化碳(CO_2)的浓度低于0.5%;一氧化碳(CO)的浓度最大不能超过0.005%。船舱内的温度控制为 $20^\circ C$,变化范围为 $\pm 5.5^\circ C$;相对湿度为35%,其变化范围为 $\pm 10\%$ 。保证船舱内的气候条件是相当重要的,因为人的机体只能够在周围环境稍稍偏离正常的条件下保持正常的生命活动。当周围环境的气候要素有任何偏离正常参数的情况,都会在人的机体中造成额外的生理负荷,降低了人对超重、失重以及从超重到失重和从失重到超重的过渡状态等等的经受能力。为了维持周围环境气候的基本参数接近于正常,故在飞船上设有空气还原系统。它一方面可以保证吸收人所排出的二氧化碳和水蒸汽,另一方面可以释出呼吸所必需的足够量的氧气。在东方号飞船中,这系统所释出的氧的量由宇宙航行员本身的需要来调整,当飞船船舱内空气中的氧、二氧化碳和水蒸汽含量偏离规定

数值的情况时,用特制的敏感元件进行记录。自动调整器接收它们的讯号后,调整还原器中相应的反应进行速度来控制气体成分。空气还原装置除自动操纵外,还有一套手操纵装置,同样可以在必要时用来建立理想的船舱内空气的成分、相对湿度和温度。温度的控制也同时设有一自动以及航行员主动控制的设备。

由于飞船在飞行的主动段和在飞船再入大气层时都可能产生强烈的噪声,其噪声的强度超过了人能承受的范围。因此,在设计飞船时必须考虑到噪声对人的影响以及如何降低所产生的噪声的强度。噪声的强度计量单位是分贝,其具体关系如下:

$$T = 20 \log \left(\frac{p_c}{0.0002} \right). \quad (12.4)$$

其中: T 为噪声强度,以分贝为单位; p_c 为噪声的声压,单位为达因/厘米², 0.0002 达因/厘米² 为人的耳朵能听到的最弱的声音。实际上 $\left(\frac{p_c}{0.0002} \right)^2$ 是功率比。而功率比的对数就为一贝。1 贝等于 10 分贝,故有(12.4)式的关系。一般人的耳中噪声不应达到 135 分贝,而身体的其他部分所能承受的噪声也不应该超过 150 分贝。超过这范围人就会产生迷失方向、恶心、呕吐等现象。而在飞船及运载火箭起飞时,以及在再入大气层时的噪声往往达到甚至超过此数值范围,因此就必须用隔声及吸声的飞船壁。关于噪声对人体的影响,目前已经掌握了充分的资料,在飞船上只要设有严密的隔音装置,就能使噪声大大降低,一般要求噪声的强度为 40 分贝以下;这在实际的过程中是可以达到要求的。因此,噪声对人们进行星际航行是没有带来任何严重的困难。

除了以上的要求而外,其他还要求:振动频率从 100 赫至 500 赫时,双振幅少于 0.01 毫米;当振动频率在 1000 赫以上以及在 60 赫以下,其双振幅少于 0.0038 毫米。总的看来因飞船离发动机较远,故振动的影响估计问题是不大的。此外,船舱内应有适度的光亮,而光中不应含有害人体生理的波长。另外辐射强度应在 0.05 rem/日以下。以上只是作了简略的叙述,当进行飞船的设计时,要考虑的具体问题会更多。

§ 12.5 星际航行中人的生活条件

人们要想较长时间呆在飞船上(卫星轨道或星际航道上),那么解决人在飞船中的生存条件问题就成了一个十分重要的问题了。大家知道,人之所以能够在地球上长期生存下去,是因为人们可以从自然界取得充足的日光、空气(特别是氧气)、水分、食物以及其他东西。因此,也就不觉得这是一个十分严重的问题,然而对星际航行来

說,問題就显得特別突出。因为一个人每天所需要的氧、水分、食物等总共也不过几公斤,对于時間較短(几天至一个月)的航行,目前看来完全可以采用从地球上起飞时就带上这些东西,但是对于時間更长(如一年或几年以上)的航行,要全部依靠起飞时所携带的物品来解决,那么飞船的重量将因带有这些生活品而大大加重,从而影响到飞船的航行效果。显然,采用这种办法来解决长期航行的問題是不行的,但也并不是說就沒有办法了。关于这个問題将要在 § 12.7 中詳細討論。

要解决人在星际航行中的生存問題,首先就应当了解人們生存的最基本、最必須的条件是什么? 大家都有这样一个十分簡單的概念:如果人不吃东西,不喝水,用不了多少天就会死去,而人不呼吸則几分钟就会窒息而死。因此說明空气、水和食物是維持人們生存、活动的最基本最必須的条件。当然这些基本条件在地球上是如此,而在星际飞船上也同样是如此,我們在上节中已有所叙述,这里将計算得出的有关人們正常生活、活动及宇宙航行員在星际飞行时所需消耗的物品及排出废物的一般性結果,列于表 12.1 及表 12.2 中。从这两个表中我們可以看出,对于物質的消耗量,随人的年龄、性別的不同而异。其实也由于民族、体格等具体情况不同而异,表上沒有能包括这一点。但是也可以看出一般情况下一个人在星际飞船上生活一天大概需要消耗 4.4 公斤物質,其中氧占 0.91 公斤,水占 2.59 公斤,干食物占 0.91 公斤。

但問題还在于单单是供給了足够的氧、水和食物还不行,因为人生活在飞船的密封艙中,容积是有限的,同时又由于人不断呼吸和出汗,而使空气中 CO_2 及水蒸汽不断增加。如果不把这些东西除去,那么,同样是影响人的生活,影响人的新陈代謝。因此,必須不断地将人呼出和汗中蒸发的 CO_2 及水分从空气中吸收掉,以保持空气的正常成分。人們吸入空气时主要是取得氧气,然后由血液将氧分配到全身各部,用来与人体从食物中所取得的养分进行“燃烧”,产生能量供給全身各部分生活及活动的需要。人呼出时則是将废气排出,这里包括了吸入的氮气和由体内排出的二氧化碳及一部分水分,其中最主要的是呼出体内“燃烧”后产生的二氧化碳。从人們吃的东西来看,实际上很大一部分都是碳水化合物,如象淀粉;而在碳水化合物的燃烧中,消耗一个克分子的氧气就产生一个克分子的二氧化碳 (CO_2)。如果“燃烧”的食物是脂肪或蛋白質,那么,消耗一个克分子的氧气就产生少于一个克分子的 CO_2 。所以,我們可以看出人吸入并消耗的氧气和呼出的二氧化碳是有一定关系的。从国外生理学上的研究得知一般人的所謂呼吸系数为

$$\text{呼吸系数} = \frac{\text{呼出 } \text{CO}_2 \text{ 克分子数}}{\text{消耗 } \text{O}_2 \text{ 的克分子数}} \cong 0.8.$$

表 12.1 平均最低的代謝(基础新陈代謝)

年齡	消 耗 量 (公斤/日)										排 出 量 (公斤/日)													
	大卡/日		氧 (O ₂)		水 (H ₂ O)		干食物		合 計		二氧化碳 (CO ₂)		总水量		排出水分的分布									
															呼 吸		汗		尿				粪	
男	女	男	女	男	女	男	女	男	女	男	女	男	女	男	女	男	女	男	女					
18	1783	1440	0.55	0.45	1.54	1.27	0.55	0.45	2.64	2.17	0.68	0.55	1.77	1.45	0.25	0.21	0.36	0.29	1.04	0.86	0.10	0.09		
25	1760	1442	0.55	0.50	1.54	1.27	0.55	0.45	2.64	2.22	0.68	0.55	1.77	1.45	0.25	0.21	0.36	0.29	1.04	0.86	0.10	0.09		
40	1641	1344	0.50	0.41	1.41	1.27	0.50	0.41	2.41	2.09	0.64	0.50	1.64	1.36	0.23	0.19	0.33	0.27	0.99	0.82	0.10	0.08		

表 12.2 每天正常工作状况下的代謝

年齡	大卡/日				消 耗 量 (公斤/日)						排 出 量 (公斤/日)											
			氧 (O ₂)		水 (H ₂ O)		干食物		合 計		二氧化碳 (CO ₂)		总水量		排出水分的分布							
															呼		吸		汗		尿	
	男	女	男	女	男	女	男	女	男	女	男	女	男	女	男	女	男	女				
	男	女	男	女	男	女	男	女	男	女	男	女	男	女	男	女	男	女	男	女		
18	3800	2500	1.14	0.77	3.27	2.13	1.14	0.77	5.55	3.67	1.45	0.95	3.81	2.5	0.55	0.35	0.77	0.50	2.27	1.50	0.23	0.15
25	3000	2400	0.908	0.73	2.59	2.04	0.908	0.73	4.4	3.50	1.14	0.91	3.00	2.41	0.41	0.32	0.59	0.50	1.82	1.40	0.18	0.14
40	3000	2400	0.908	0.73	2.59	2.04	0.908	0.73	4.4	3.50	1.14	0.91	3.00	2.41	0.41	0.32	0.59	0.50	1.82	1.40	0.18	0.14

这个表是根据平均每人需要 3,000 大卡/日和呼吸系数 = 0.8 計算的, 故得出每日总消耗量約 4.4 公斤; 其中氧 0.91 公斤, 水 2.59 公斤, 干食物 0.91 公斤。同时維持平衡約排出 4.4 公斤; 其中二氧化碳 1.14 公斤, 水 3 公斤, 水是通过呼吸、汗、尿及粪便排出的。

由此可见,由于人吃的东西并不完全都是碳水化合物,还有其他如脂肪、油类等物质。一部分氧用来和这些非碳元素“燃烧”,这样一来用掉的氧就不是全部产生二氧化碳,这就是呼吸系数小于1的原因。人的呼吸系数实际上也是与民族习惯、吃的东西成分不同而异。

上述使我们知道了人的呼吸系数后,也就是知道了人每天所需要的氧量和呼出的二氧化碳的量。那么,可以采用一些办法来吸收掉所产生的二氧化碳及水分。对于较短期的航行来说采用化学吸收剂来吸收的办法较好。如果以每个人每天吸入氧气为0.91公斤,呼吸系数为0.82的话,就可以计算出他每天呼出二氧化碳为1.135公斤。因此,也就可以计算出每人每日通过呼吸及出汗,散发在空气中的 CO_2 及水分,以及吸收掉这些东西需要的吸收剂的克数。这些数据列于表12.3中。从表中的数据

表 12.3 吸收每人每日呼出及出汗散发在空气中的 CO_2 及 H_2O 所需的吸收剂克数

吸 收 剂	除 CO_2	除 CO_2 及水分
Li	325	400
Li_2O	700	840
MgO	920	1,030
$\text{Mg}(\text{OH})_2$	1,335	—
Na , 吸收后生成 Na_2CO_3	1,050	1,250
Na , 吸收后生成 $\text{NaHCO}_3 + \text{Na}_2\text{CO}_3$	750	900
CaO , 吸收后生成 CaCO_3	1,290	1,450
CaO , 吸收后生成 80% $\text{Ca}(\text{HCO}_3)_2$	775	970

比较得出,应该倾向于采用 Li_2O 或 LiOH 作吸收剂,因为这两种吸收剂的效果较好(每吸收单位量的 CO_2 及 H_2O 用量较小),而也较容易取得。吸收二氧化碳和水蒸汽的方法很简单,只要将座舱中的空气用通风机送到装有吸收剂的吸收器中,空气中的 CO_2 及 H_2O 就会自动地与吸收剂起作用,而从空气中清除。

飞船船舱中的压力和温度的控制也是一个十分重要的问题。首先是如前节所述,压力必须控制在一个大气压左右。其次是舱内的温度,人们一般生活在 20°C 左右觉得最舒服,但是我们知道飞船外部的温度变化是很大的,如在起飞时飞船通过不同的大气层高度,这时就会遇到 $+80^\circ\text{C}$ 和 -80°C 以下的气温。在太空中受太阳光照射的一面可以高达 100°C 以上,而朝向黑暗的一面则可低到 -100°C 以下。特别是在飞船再入大气层时,由于空气的阻力而产生的高热,即便是有冷却或防热的措施,也会达到好几百度以至 $1,000^\circ\text{C}$ 以上的高温。因此,如我们不对飞船的座舱采取完善的隔热措施,人在里面是无法生存的。这些隔热措施当然可以采用绝热材料来解

决。苏联已经解决了这方面的問題，东方一号及东方二号上天就是实际的例証。但是只隔絕了飞船外壁向内的传热还不行，因为人体由于活动以及体温高于环境温度即要向外散发出热量。这些热量也会使气温逐渐升高，那么还必须对气温进行調节。其調节的办法：如座艙中温度低了就可用太阳光能量来升高空气温度；如果温度高了，則可以利用通风使空气經過冷却器的办法来解决。冷却剂的过多热量最后由飞船表面阴凉部分的輻射器散入太空。

§ 12.6 氧气及水分的供应

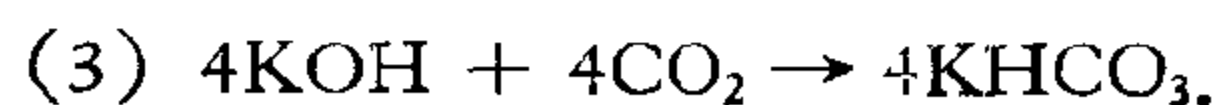
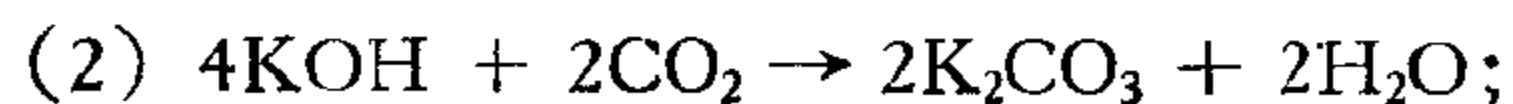
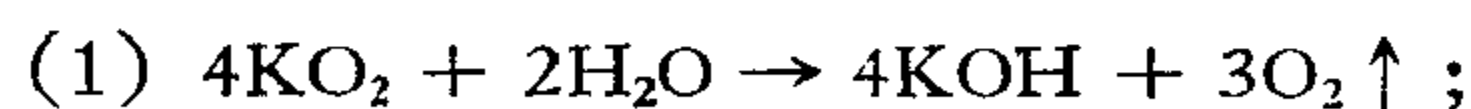
解决星际航行中生活物質的供应問題是一个很关键的問題。在这一节里主要讲短期的，即一两个月以下航行的供应。对这类供应由于時間較短，故总合重量还并不太大，最簡單的办法是全部都在起飞时带着。对食物來說，目前看来只有这种办法最适合，而对氧和水來說还可以采用一些更加节省重量的办法来解决，下面就分別叙述。

氧 气 的 供 应

首先，我們可以采用目前已经掌握了成型的办法，就是利用現代航空所采用的液氧或气氧系統。液氧系統是将液态氧装在絕热的低温容器中带到飞船上，与液氧容器联接的有加热器，使液氧加热气化，逐渐地补給到空气中。这种办法很簡單，但对整个飞船來說还得需要有单独的供应水和淨气设备。

其次，結合供水給航行員的同时来供氧气。这种办法比較簡單，一举两得。在起飞时携带适量的过氧化氢（90% H_2O_2 ），利用过氧化氢在催化剂的作用下分解为氧和水。用这种浓度的过氧化氢每生产 50 公斤氧气的同时可产生 68 公斤水。这个办法的优点是：人們已經能很好地掌握了反应及整个工艺过程，并且知道如何来控制它，因而是一可行的办法。

第三，結合空气淨化过程来供給氧气。前面已經提到过，用化学吸收剂来吸收人呼出的和散发出的二氧化碳和水蒸汽，那么，我們也可以用一种吸收剂，使它吸收二氧化碳和水蒸汽及产生出氧气来供給给人使用。一种可能的化学葯剂为超氧化鉀（ KO_2 ），它的反应过程为下列化学反应方程：



从反应方程看出,反应采取(1)及(2)过程时,每产生3克分子的氧可以吸收2克分子的二氧化碳,即相应的呼吸系数 $= \frac{2}{3} = 0.67$ 。比起前面提到的人的正常呼吸系数为0.8左右来看,生产的氧过剩了。但是,如果按照反应(1)及(3)的过程进行,那么,相应的呼吸系数 $= \frac{4}{3} = 1.333$,也就是说氧生产少了,也不能正常地保持与呼吸系数平衡。因而有可能实际的反应过程是介于两者之间,即经过第一步反应[(1)反应]后,一部分是按照(2)式反应,另一部分是按照(3)式进行,所以实际过程吸收 CO_2 后产生的氧量之间的关系,可以维持呼吸系数为0.8左右。这种办法把净化空气和供氧结合起来,因此可以省掉单一的供氧系统,从而可以减少设备的重量。

此外,还有人提议利用这样一个事实,即人可以在100—425毫米汞柱的氧气分压范围下生活,那么供氧的最简单办法,可在起飞时把密封舱中空气的氧分压提高到高限(425毫米汞柱),在航行过程中就不再供给氧气,让航行员逐渐消耗这些氧气。根据计算,如果有6—7米³的容积,氧分压从425毫米汞柱降到100毫米汞柱时的氧气量,就可以供一个人正常生存两个星期之久。看来这个办法十分简单,但问题在于人要较长期生活的高氧分压或低氧分压以及氧的分压变化又较大的情况下,又加上人在空中失重对生理的影响,是否能够经受得住或正常生活都值得进一步研究。

水的供给

人体对水分的需要也和需要空气和食物一样重要,而且每天每人所需要的水量也是很大的(约2.59公斤)。对于人们短期离开地球完全可以一次带足全部需要的水量,但是时间长了,总重量太大就会显著地影响飞船的航行效果。为了解决这个问题,可以利用人体排出的废水进行净化处理后循环使用,这样就可以大大地减轻携带重量。下面介绍五种办法可以用来作为解决星际飞行用水的途径。

第一种办法就是利用一般的蒸馏原理,将人体排出的废水(尿等)在蒸馏釜中用电来加热、蒸馏即可将水分和盐类的杂质分开,所得的蒸馏水就可以供给人使用。这种方法的主要缺点是用电量较大,因此需要带有沉重的化学电池或太阳能电池,从而增加了飞船的重量。

第二种办法的蒸馏部分完全和电能加热蒸馏一样,所不同的是直接利用太阳辐射热能。这种办法也有一个缺点,这就是水的沸点较低。如果在一个大气压下蒸馏,那么必须将蒸出的温度较高的水蒸汽冷却到100℃以下才能凝结成水。同时我们也知道,星际飞船中的冷却办法是向黑暗空间辐射散热。单位辐射散热面单位时间所能

散出的热量是与散热面绝对温度的四次方成正比，也就是温度越高，散热效果就越好。但是如果不用高压蒸汽，要凝结成水就需要降低温度才行，相应地就要求辐射面的温度也低，那么就必須大大地增加辐射散热面，这样就使得散热系统很大，而重量也相应地增加，对星际航行来说也是不利的。如果用高压蒸馏，那也会因整个系统的强度要高，重量也不会轻。

第三种办法是用离子交换。人体排出的废水中实际上除去大部分是水外剩下的是盐类，也就是阳离子及阴离子。当通过阳离子交换剂时，阳离子在交换剂作用下被吸收，而代之以氢离子，再一次经过阴离子交换剂，阴离子又被吸收，而代之以氢氧离子。就这样废水就成为可以再次饮用的清水了。

第四种办法是冰冻法。我们知道当含杂质的水溶液被冷冻时，首先析出的是冰，而溶液则逐渐浓缩。因此，可以利用这个办法将废水冰冻后把析出的冰取出，再经过适当处理就可以供应人们使用。

第五种办法是电渗析法。这种办法实际上就是利用离子筛的膜，一种所谓阳膜只让阳离子通过，另一种所谓阴膜只让阴离子通过。因此，如果我们把两种膜交替安排如图 12.7，对每个淡化槽来说，由于电极所造成的电势的作用，从一面的阴膜失去

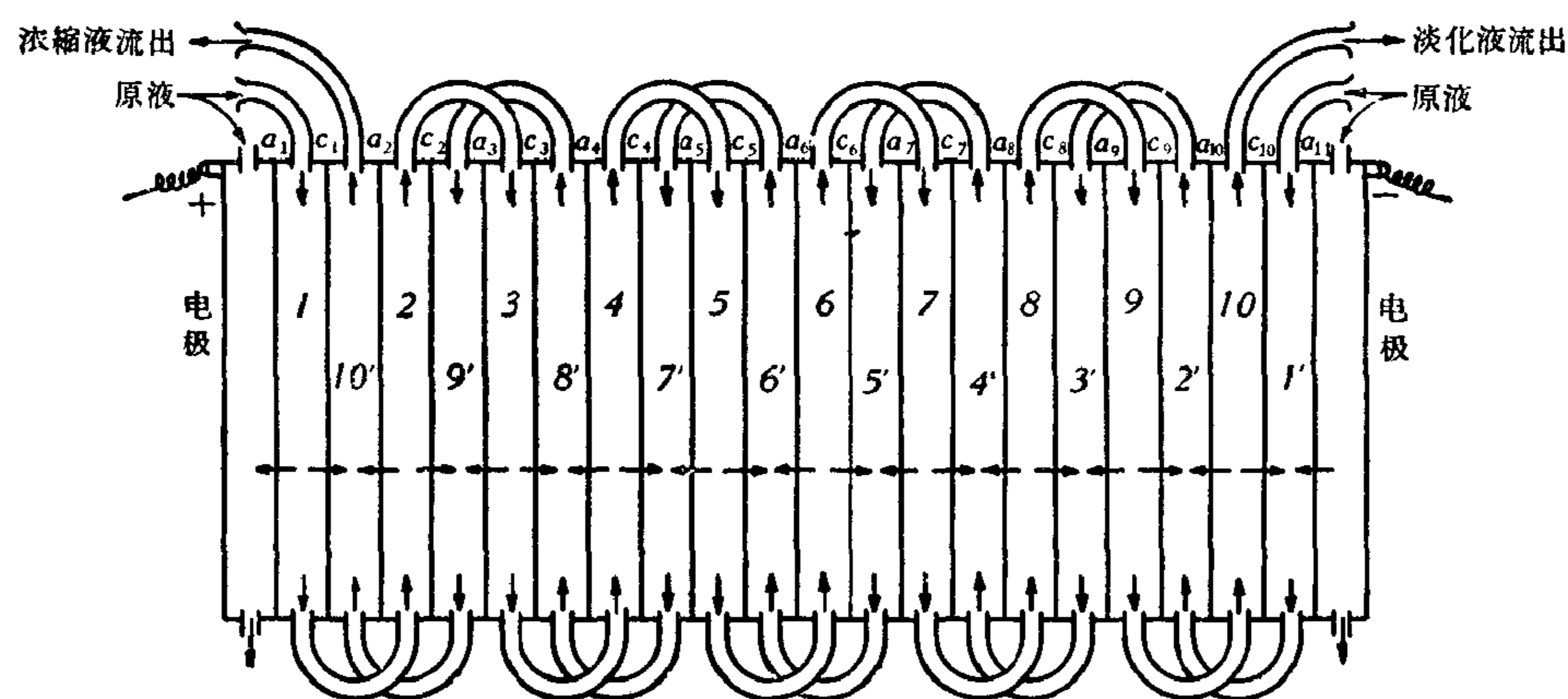


图 12.7 电渗析法流程示意图

1—10 淡化槽； 1'—10' 浓缩槽； a_i 阴膜； c_i 阳膜。

阴离子，从另一面的阳膜失去阳离子，水的盐分就减少了，依此连续作用就能把水中的一部分盐去掉，而盐就集中在其他剩下的一部分水中。废水也就因而脱盐成为可以再次饮用的清水。

从以上五种办法比较来看，前面两种不及后三种优越，因为它们设备比后三种

要重得多。因此后面三种办法加以具体化和完善化后,用在星际航行上来解决淨水循环问题比较现实。

§ 12.7 长旅程星际飞船中的生态学系统

前面所谈到的办法和采取的措施,已经基本上解决了短期离开地球的飞行。但是,要到其他行星去所需要的时间就长得多了,比如往返火星就得一年半左右,往返土星就得五年左右(都是沿 Hohmann 轨道飞行)。这样长的时间,如果完全靠起飞时全部带上这些生活用物质,那么重量就很大了。就单拿消耗的干食物、氧气和水来看,每个人每年就得 1600 公斤,再加上处理淨化空气所需的吸收剂,以及其他的生活用品和贮存设备就更重了,必然严重地影响到飞船的飞行效果。上一节已经提到水可以再生循环使用,那么,其他东西当然也应当能够设法再生使用。由表 12.2 知道每天每个人需要 4.4 公斤氧气、水和食物,而为了平衡起见,每天每人大约也排出体外 4.4 公斤废物。所以,只要找到一个办法能使这些东西都能再生,那么,人在星际飞船上的生活资料就可以解决了。下面就来谈这个方法。

大家都知道,地球上实际是一个使人类、动物、植物、微生物以及非生物等按照一定自然规律所组成的有机的整体,或称生态学系统。我们生活在地球上并没有靠另外的星球给我们送来食物、水分和氧气。但是自从地球上有了生物以来就是正常地生活着、发展着。这正是由于植物在它的叶绿素的帮助下,把动物等呼出的 CO_2 与水分在太阳光的作用下进行光合作用,制造有机物,放出氧气,这样就供给人类及动物以食物和氧气。而反过来人类和动物又给了植物以二氧化碳及肥料。当然这是一个十分复杂的有机配合和平衡。因此,地球可看作是一个孤立系统,它只是从阳光里取得高温热能(可见光及紫外线等),而向外辐射出低温热能(波长较长的红外线)。在这个过程中地球上的各种生物之间,依照自己特有的自然规律相互依赖而生存,也就是形成一个复杂的生态学系统。

从这一概念出发,我们完全可以把星际飞船当成一个孤立的小世界来看待,使飞船中按照一定规律和一定的平衡条件来安排人与生物间的循环,也就是与外界的交流仅仅是太阳辐射来的能量,和通过飞船向外辐射出低温热能。我们在飞船中培育植物,它吸收人呼出的 CO_2 及人体排出的无机盐、粪便等,利用植物的叶绿素在日光照射下,为人制造食物和氧气。如果能使飞船中配合成一个恰当的平衡循环系统,那么,星际航行的生活资料就得以圆满解决,不再因时间长短而影响到飞船的运载重量。

要造成这样一个孤立系統还有很多困难。首先,在地球上人們可以利用大量的土地来种植农作物、林木以及养殖牲畜等。但是,在飞船上由于載重有限,不允許也不可能在上面搞大片土地来种植农作物,所以必須找到一种适合于飞船上培育的“作物”,也就是要有极高的生产強度。經過研究和实验証明,采用在水中培育小球藻来生产食物,具有很高的生产強度。小球藻是一种低等水生植物,属于单細胞綠藻类,是直径約为 3—5 微米的綠色小球。由于它体内含有叶綠素,因而它們能够象其他各种植物的叶綠素一样,充分地吸收人呼出的 CO_2 和水,在日光作用下进行光合作用,生产食物和氧气。它对太阳光的利用率可达 10%,而人所排出的粪便等废物,則可作小球藻的肥料。有人发现一种高温品种的小球藻,在 40°C 时繁殖生长得最快(一般的小球藻在 25°C 生长繁殖能力最强),据計算每个人有 300 厘米³ 的容积来培育这种小球藻,就可以供給他正常生活所需的热量(3,000 大卡/日)。因此,能够成功地利用小球藻作为星际飞船上的食物,氧气的生产者,同时又是人体排出废物的处理者,那么,这将是一个十分理想的办法。如果小球藻利用太阳光能的綜合效率为 10%,即太阳光能中 10% 变为食物的热量,那么,由于地球附近太阳光能密度約为 1 瓩/米²,每人每日需 3,000 大卡热量的粮食,可以利用約 1.45 米² 面积的正照日光就够了。

其次,人对食物的需要不是单一的,小球藻虽然具有高度的生产效率,而也有較丰富的营养价值,但是人天天光吃小球藻行不行? 是不是还要副食品? 如果需要副食品,副食品又如何供給? 这都是尙待解决的問題。

第三是小球藻所生产的食物中不单纯是醣类、蛋白質等人能吸收的东西,而也有如象人不能吸收的纖維素等,必将成为废物排掉,因而在养殖小球藻时还必须严格地控制它产生的各种組分的比例。总之,人們如果单纯吃小球藻是否能长期在宇宙空間生存还是一个十分值得研究的問題。

第四是这个小的孤立世界的穩定性問題。就是在地球上有时也会碰到一些意外的情况(如天災等),使某个地区的农作物受到損失而暂时地失去平衡,但是地球很大,受到影响而不平衡的地方可以自行調节或人为地調节,随后又可以穩定在一个正常生活的基础上。在飞船上也不免会碰到一些意外,那么,这时所产生的影响将会波及到整个生态学系統,以致使整个系統失調,而造成某些东西供应不足,失去了应有的平衡。比如一旦因为某种原因小球藻的生产強度降低了,那么,人就不能得到充足的食物和氧气而难于生存。因此,要使整个飞船的生态学系統能保証穩定在一个固定的水平上,这是个十分关键的問題。有人也提出遺传变异对平衡的影响,即本来是平衡的系統,但由于生物(如小球藻)一代一代传下去,总免不了有些性質上的变异,它

的生产力、生产效率或营养组成不同了,那就会引起整个系统的不平衡。是不是要考虑选种技术来控制这个系统?这也是要研究的问题。

最后还值得指出一点是小球藻本身在生长和繁殖的过程中要产生微量的一氧化碳(CO)。量虽然微小,但是在飞船这一小小的空间里,长时间逐渐积存也会变得多起来,而最主要的问题在于一氧化碳对人有毒害性。所以,从座舱中排除一氧化碳也是一个必须解决的问题。这样一来又需要设置清除一氧化碳的设备。由于一氧化碳的清除又使得循环系统中少掉了物质(碳和氧),那么,时间一长就会使循环系统的平衡遭到破坏,我们还得考虑如何把处理掉的东西变成有利于循环系统的物质,使之重新参加整个循环过程,从而使整个循环保持平衡状态。

当然为了使循环系统平衡,增强人们的营养,增加食物花色,还可以进一步研究寻找更好的办法,如可以考虑养动物或利用高生产强度的酵母来生产有营养的蛋白质等。但是,这些还只是根据现有的线索指出了一些小体积、孤立的生态学系统中的可能过程。要使这些过程变为现实,还有着许多工作要做。这样一个新的问题,要由生理学、生物学、医学、植物学、动物学以及其他有关科学来综合研究解决,是一项生产强度比地球上高得多的超级农业。如果按以上的计算,在地球附近星际飞船上的每个人可以靠 1.45 米² 的太阳光过日子,而我们现在的农业是 16 亿亩地养 6.5 亿人,每人合 1640 米²;那就是说星际航行中的农业生产的强度要比我们现在的农业生产强度提高一千多倍。因此,这是一门科学技术上的新领域,它提出了比现代农业更深更广的问题,所以我们可以把这门新的科学称作“星际农业科学”。这也再次说明了星际航行事业大大地促进了各门科学的发展,向它们提出了远远超过一般常规的、最艰巨的课题。

§ 12.8 防微陨石及通过小行星带

穿过地球的大气层后,太空几乎变成了绝对真空,但是飞船还会不断地受到外来的袭击,这就是太空中存在的陨石和微陨石。在太空中的尘埃中大块的(陨石)虽然不多,但是小块(微陨石)确不少。大家不要以为它小就不害怕它,因为飞船在太空中是以很快的速度向前飞行,迎面飞来的微陨石的相对速度就很大,撞到飞船的表面上,仍然会引起很大的破坏作用的。据计算得出重量为 1 微克的微陨石,它的速度可达 30—70 公里/秒,这时它可以穿透 1 毫米厚的铝板。有人估计载人飞船壁为 10 毫米的铝板或镁板,每三周就可能被穿透一次。比 1 微克更小的微陨石并不能穿透这样的飞船壁,而只能打毛飞船的表面,使表面变成象经沙洗后一样。根据苏联发射的

火箭了解到的情况来看,宇宙空間的微隕石的分布并不是很均匀的,是随時間和地区而变的。因此,要防止和它們撞击是不很容易的,但是可以通过对它运动的規律性的研究,还是有可能找到微隕石較少的区域和时刻的飞行軌道。然而就是能作到这一步也不能完全避免隕石和微隕石的作用,还需要加强飞船的結構強度。为此可采取双层壁結構;对大型飞船可采用船艙分室的办法,来避免微隕石撞击而造成的不良后果,以保证设备及人員的安全。

在第一章里已經介紹过了在火星与木星軌道之間有几层小行星帶,它們大約有44,000个。如果我們要到火星以外的行星上去旅行,那么,必須通过这一小行星区域。这些小行星有着他們自己的軌道和速度繞着太阳运动,当然可以研究和掌握它們的規律,但是由于为数太多,要避开它們确实是一件困难的事情,不过这也并不是說就根本无法越出这个区域到外圈的行星上去旅行。當我們摸清了它們的运动規律,再加上对飞船高度自动控制系統的掌握,飞船仍然能够象在海洋中的輪船繞过海底的暗礁一样,繞过这些可能与飞船发生碰撞的小行星。

§ 12.9 飞船的定向系統

飞船在太空中处于失重状态,因而确定它所处的位置 and 方向是一个很重要的問題。首先是无綫电通訊必須定向,那就得知道飞船現有的方向。其次是确定飞船是否按照正确的軌道方向飞行。第三是人在失重的情况下要确定所处的方位只能用眼睛看时,也只能在知道飞船的方向后才能确定自己的正确位置。如苏联的第一,二,三顆人造卫星上就沒有定向系統,而在向月球发射的火箭上就有定向系統。这是因为此时要求准确度高,如果不能随时确定方向就不能沿要去的目标准确飞去,去完成預定的任务。

要控制和調整飞船的方位,首先一步就是方位的測定。飞船方位的測定,目前看来比較准确而可靠的方法是采用觀星或者觀太阳的办法,測定太阳或事先选定的星座所在的方位,即可确定出飞船本身所处的方位,从而計算出飞船現有方位与正确航道的偏差,然后再用方位控制、調节系統进行調节。这种測定必須是很精确的。因此,不宜采用慣性定位系統陀螺仪来測定。因为飞船的航行時間一般都很长,这种測量仪在長時間運轉时就会产生漂移現象,就会影响到測量的准确度。此外,对于人造卫星來說完全可以采用測地平綫的办法(參見图 12.8)。当卫星繞地球一圈到明亮区后測其切綫方位角的平均值即确定了卫星的方位。这种办法可以用自动瞄准地平綫;太空是冷的,热輻射的強度低,而地球的絕對溫度約为 300°K , 有热輻射;冷热的

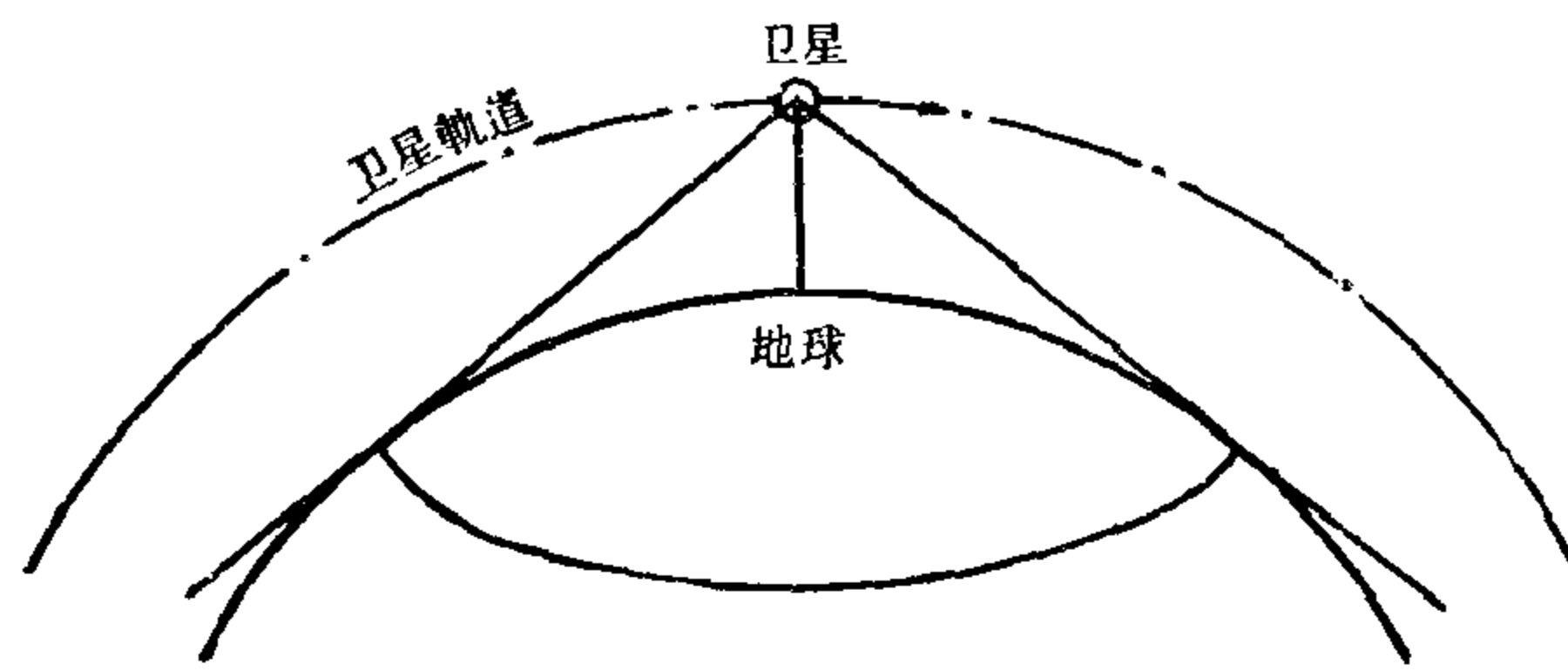


图 12.8 测地平线及垂直线法

交界线就是地平线。

飞船的定向系统是一个新的控制问题，它有别于运载火箭的制导，它们不是一个类型的问题。大家知道，运载火箭是在推力、重力和空气阻力作用下飞行的。因此，对它的控制力矩的大小是与运载火箭本身重量、推力的大小相差不太多，也就是说它的控制力矩通常是以吨米来计算。对在太空中自由飞行的飞船（在卫星或飞向行星的轨道上）而言，则由于它们完全处于失重状态，能产生使飞船方向偏差和旋转的决不是什么作用更大的力，而是极微小的作用力（这种力在运载火箭中也存在，但是由于它们比起其他的力来说太微小了，故看不出它们的作用），这种力通常只能用克或达因来度量。

假设地球（或星）是圆球形的，那么，它对卫星轨道上飞船的引力应对称于地心，并指向地心。这时如果飞船轴线和它与地心的连线完全重合（图 12.9A），此时作用在飞船上的引力力矩也是对称的，飞船受力平衡不会发生转动。但是当飞船的轴线不和它与地心连线重合，有一微小的偏角（图 12.9B），这时作用在飞船上的引力力矩就不对称于飞船的重心了，那么，飞船就会绕重心向箭头所示方向旋转。当然这个力矩是十分微小的，但已足以使飞船产生旋转，因为它是处在自由飞行状态，没有什么别的更大的

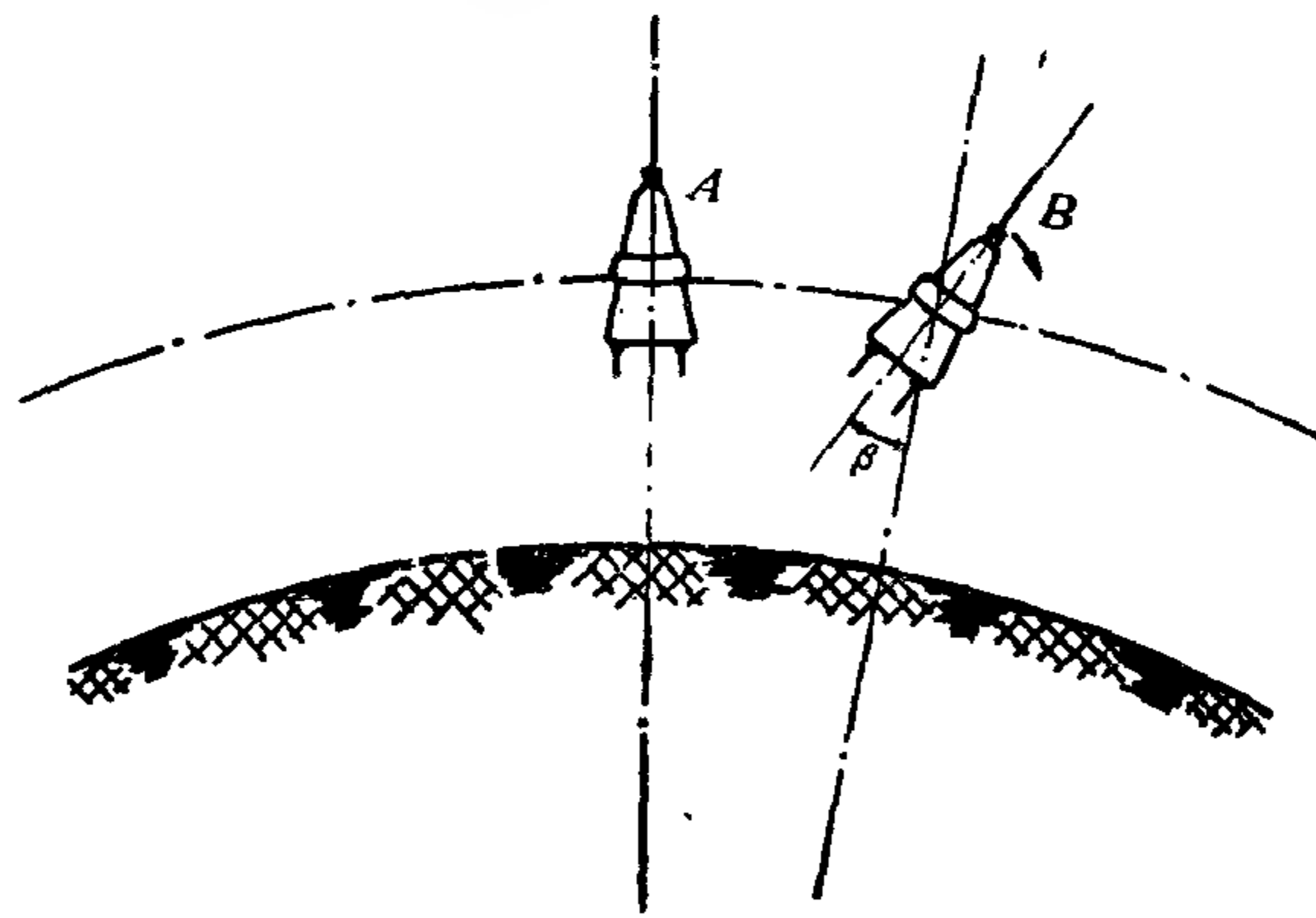


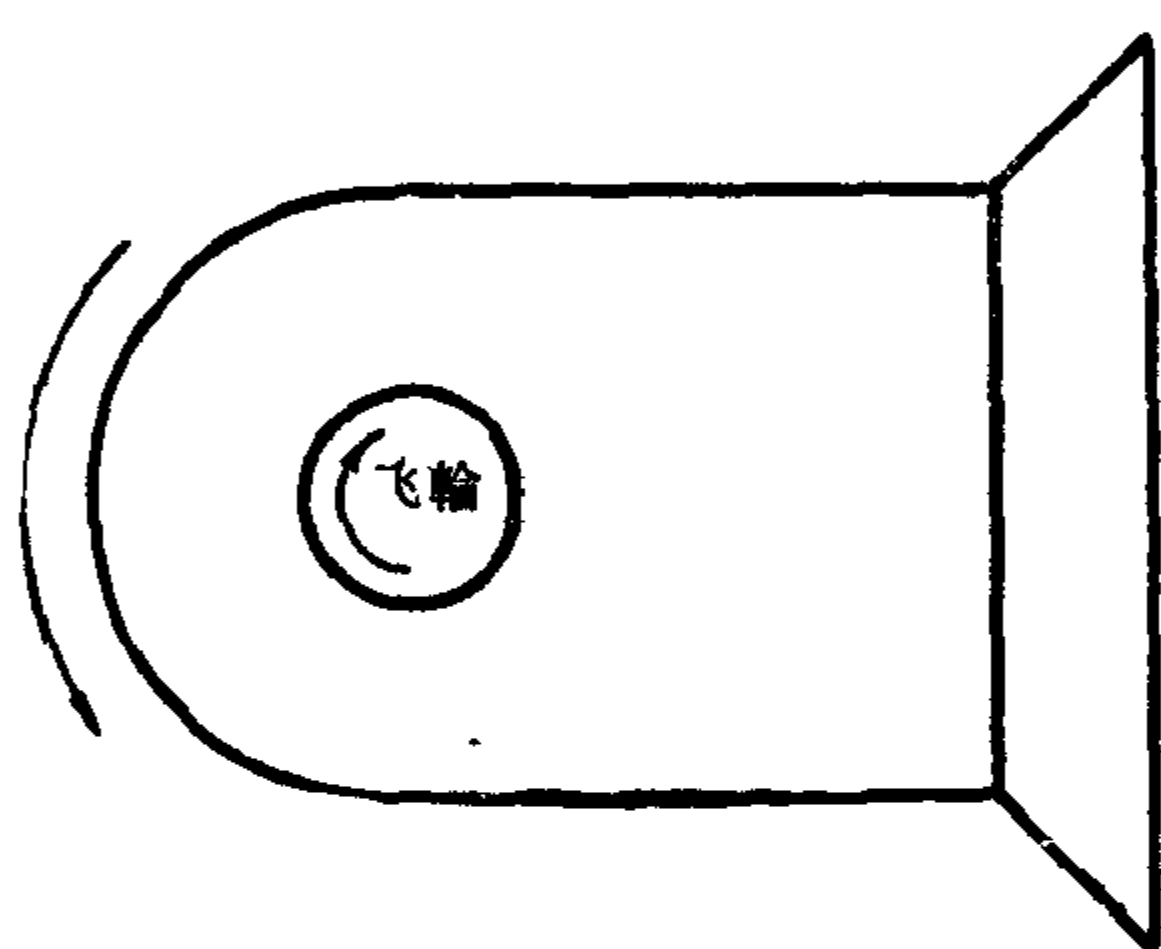
图 12.9 引力场梯度所引起的力矩

外力对它起作用。有人计算出飞船在这种情况下由于引力的微小差异而产生的力矩为 30 达因厘米/ 10^{-3} 弧度。由于在高空仍然有一些空气而产生气动力的作用，对 80 公里高空时气动力矩为 10 达因厘米，200 公里高空时为 10,000 达因厘米。此外，还

有由于地球磁場的作用,也因地球本身实际上是椭圆球形而产生的引力不对称,而使飞船受到微小的力矩的作用;人在飞船中走动或东西的摆动也使得飞船的重心发生极微小的变化。这些作用都会导致飞船的方位发生变化。

使飞船产生偏移或旋轉的力矩是非常微小的,那么,要控制和調整飞船的方位同样也只需要一个很微小的力矩就行了。由于要求的作用力不到1克,而这个力却經常要用它,看来采用第十章里所讲的低推力、高比冲的电火箭发动机来产生控制力很适合。如果用一个功率为300瓦的电源的离子火箭发动机,它可以给出500达因的推力($1\text{克力} = 980\text{达因}$),这就足够用来調整飞船的方位了。

另一个办法是使用电动机带动一个装在飞船上的飞輪(参見图12.10)。当飞輪向某一方向轉动时,整个飞船的动量发生变化,但是飞船是一保守系統,动量是守恒的,



因此必須使整个飞船产生相应的偏轉才能保持整个飞船的动量不变,因而使飞船的方位得到調整。由于飞船在三个方向上可以变动,所以用三个互相垂直的飞輪組装在飞船上即可調整飞船在任何方向上产生的偏差。飞船中用来調整方位的飞輪一般是采用高轉速的小飞輪,因为它的重量小,便于起动和調整。

图 12.10 用飞輪来調整飞船的方位

目前看来,最适合的办法是将小火箭和飞輪的控制方法联合使用。前者由于作用力矩較大,調整速度快,可以用作粗調;而后者則作用力矩較小,便于用作精調。

方位控制和調整的对象是比較庞大的飞船(至少有好几吨重),但是确又是十分精細的系統。进行地面試驗时需要在一个專門的密閉房間里,实验时不得有任何空气流动,因为即便是一很微小的空气流动所产生的力比起試驗的控制力來說就相当大了。这个房間里有一个由滾珠軸承支承着的完全平衡的試驗台,控制調整設備就放在这个台上。房間的內壁必須不反光,象黑暗的太空一样;而在房頂及四壁又安上大小不同的光源,模拟太阳光和星光。飞船的定向系統就在这种特設条件下进行試驗,測定其性能。由此可見,飞船的方位控制是一門新东西,与运載火箭的控制很不相同,它是自动控制技术中的又一个新的部門。

第十三章 飞船中的电源

§ 13.1 星际飞船中的能源

前面的章节里所讲的人造卫星、行星际站和星际飞船,都要与地面保持一定的通讯联系,用雷达、无线电等测定自己的方位和速度,不断地进行方位和速度的调节。这些都要供给足够的能量来维持它们的正常工作。特别是对载人的飞船来说,还要为人在飞船中制造适当的生活条件,这也需要能量。这些能量以采用电能最适合、最方便。因此,星际航行中能源的问题是一个如何获得能源,以及将能量变成电能的问题。有人估计在各种类型的飞船上所需电能的情况列于表 13.1 中。目前看来电

表 13.1 各种飞行器对电能的需要量

飞 行 器 类 型	所需消耗的电功率(瓦)
无人的地球卫星	10^{-2} 至 5
无人的行星际站	5×10^{-1} 至 2×10^3
有人的飞船	10^3 至 10^6
有人的电发动机飞船	大于 3×10^5

源的能源可以有以下几种:

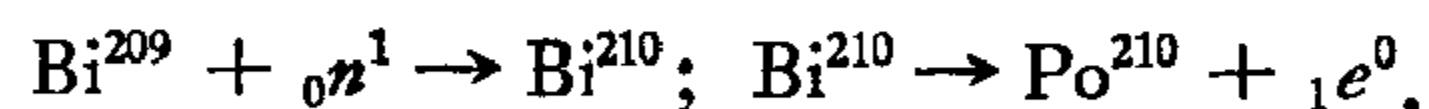
化学能 化学能源是我们日常最熟悉、最常用的能源。它是利用物质在化学变化过程中(即“燃烧”过程)中产生出的能量;比如火力发电厂就是利用燃料(煤或油料等)燃烧产生热能,水吸收热变成水蒸汽(或直接利用燃气),以推动涡轮带动发电机发电。但是,在飞船上所用的化学能其强度(即单位化学物质所产生的能量)要高得多,而且使化学能变成电能的方式也与一般地面上的情况大有不同。这是由于飞船的运载重量的限制,能源及其设备都应十分轻小,因而采用的“燃料”是能量比较高的;如氢—氧,其能量可达 1.3×10^{11} 尔格/克。

太阳光 在星际航行中,飞船是在太空中航行,总是受太阳光的照射,而太阳光是一个取之不尽的能源。就是在地球表面上,天气晴朗时正射在一平方米的平面上的太阳光有一瓩的能量。如果到了太空中,没有大气层的反射和散射作用,单位面积上直射太阳光的能量就更多了,达 1.38 瓩/米²。因此,在星际航行中把太阳光的能量转变成电能,供给飞船,将是一个好办法,在取得能源的过程中不消耗其他任何物质,

只要有足够的设备来把太阳光变成所需的电能就行了,因而整个能源的重量不会随使用时间的增长而增加。但是,值得指出的是太阳光不是在任何地方,在单位面积上都能产生同样多的能量。因为太阳光的强度是随与太阳的距离的平方成反比,所以,当我们设计太阳能的转换设备时,设备能力的大小必须顾及到这一点,即使飞船在距太阳最远的位置上,设备所转换的太阳光能量也能满足飞船的需要。

裂变能(原子能) 这种能源的主要特点是可以产生较大功率,而且使用时间也较长。因为它实际上就是一套原子能发电站设备,每单位“燃料”所放出的能量很大,比如铀 235、钚 239 能放出的能量约为 7.1×10^{17} 尔格/克(这是指“燃烧效率”为 100% 时),也就是当其他条件都相同时,它的“燃料”消耗量只及化学能源的几百万分之一。实际上裂变燃料的“燃烧效率”有时只有 1%,就是这样,它所产生的能量也有 7.1×10^{15} 尔格/克,其质量消耗量也只有化学能源的几万分之一。因而从质量消耗的角度上来看大大优于化学能源,但又不及太阳能。它能产生大功率,能较长期地供应能量,而重量又不会增加太多的优点,所以有利于用在星际飞船,特别是用电量大的飞船上。

放射性物质 上面所讲的裂变能源用来作为飞船能源还存在一个缺点,就是用在需要能量较小的飞船上不一定适合。大家知道,裂变链锁反应的形成首先必须要求裂变堆具有一定的体积尺寸及重量,必需达到所谓临界尺寸(见第七章),也就是说用它作为飞船的能源时,无论飞船需要能量大小都至少要有一定重量及尺寸的反应堆以及相应的设备;这样对要求能量较小的飞船来说就可能太重。因此,对于消耗能量较小的飞船来说,除了利用化学能及太阳能外还可以利用这样一种能源,就是利用裂变过程所产生的副产物放射性元素,如氧化钷($\text{Pm}_2^{147}\text{O}_3$)。它的半寿命* 为 2.6 年,放射出能量为 0.23 兆电子伏的 β 射线(电子流)。氧化钷在初始纯净时的放射强度折合成为功率是 0.053 瓦/克。又如放射性元素钋 210,它是通过下面的过程在反应堆中从铋制得的:



即用自然矿物冶炼得铋金属,把它放入原子反应堆中吸收中子,然后经过 β 蜕变即得钋 210。钋 210 放射出的 α 射线是具有两种能量的粒子,即 5.30 兆电子伏和 4.5 兆电子伏,以及放射出能量为 0.8 兆电子伏的 γ 射线(光子)。它的半寿命为 138 天,也就是说对同样质量的钷 147 和钋 210 来说,单位时间里钋 210 放射出的能量多。钋

* 半寿命是指一定量的放射性元素,当它的放射强度降低到初始强度一半时所需的时间。强度是随时间增长成指数函数下降。

210 在純淨的初始状态时,放射强度所相应的功率为 141 瓦/克。这些放射元素放射出的射线(能量)可以通过适当的方式使之变成电能来使用。实际上这种能源适用于用电量较小而使用时间又較长的飞船上。

这种能源除了上述特点外,还有两个值得注意的問題:一是放射性元素一开始就在不断地向外放射出能量,而无法控制,即是說不象其它的能源那样,需要能量时它可供給,不需要时反应过程就可以停止,而不供給能量。而且这种能源的射线强度是随時間成指数函数下降的,所以在設計能源时,必須考虑到在飞船最后完成任务时,放射性元素所产生能量的强度也能滿足飞船所需能量的要求。二是要考虑到能源所放射出的射线的防护問題,特别是在飞船起飞时能源的射线最强,而这时发动机在工作,振动也最强烈,所以对于射线防护设备的强度更需要很好考虑,以免防护设备受振破裂发生危险。

§ 13.2 化学电池

人造地球卫星或星际飞船上利用化学能来供給电源,通常是采用化学电池的方式。化学电池是大家所熟悉的东西,它因所采用作为原料的物质不同而产生的功率也有差异。表 13.2 中列出了目前已經应用或将来有希望利用的各种化学电池,給出了它們所能产生能量大小的数据。

表 13.2 各种化学电池性能的比较

电 池 种 类	理論最大容量 (瓦时/公斤)	現 实 容 量	
		瓦时/公斤	瓦时/米 ³
鉛—硫酸	165	22	61×10^3
鎳—鎳	198	33	61×10^3
汞—鋅	220	88	244×10^3
鋅—氧化銀	396	176	244×10^3
氫—氧	3740	660 (包括气瓶)	306×10^3 (包括气瓶)
鋰—氧	5280	—	—

表中的理論最大容量是指电池物质进行完全化学变化,利用电化学理論計算,得出消耗单位物质所能产生的最大能量,即是每公斤物质反应后所产生的自由能的变化。而现实容量則是指在实际条件下,即温度为 20℃,在 24 小时放电后,电池的电压比初始电压降低 20% 时,实际得到的能量。因为在实际放电过程中电极上有粉末掉到电解液中,就失去了这部分物质产生电能的作用;其次还需要把电解液、电解槽、

隔板、导线和支架等重量考虑进去,因而现实容量大大降低了,其实化学电池的实际容量也还与电池温度及放电的时间即放电的快慢有关,如图 13.1 是银-锌电池的性能,其中横坐标为放电到电压下降 20% 的时间,可见放电愈快,容量愈小;温度愈低,容量也愈小,图 13.2 是完全密封的镍-镉电池的性能,也表示出同一情况。

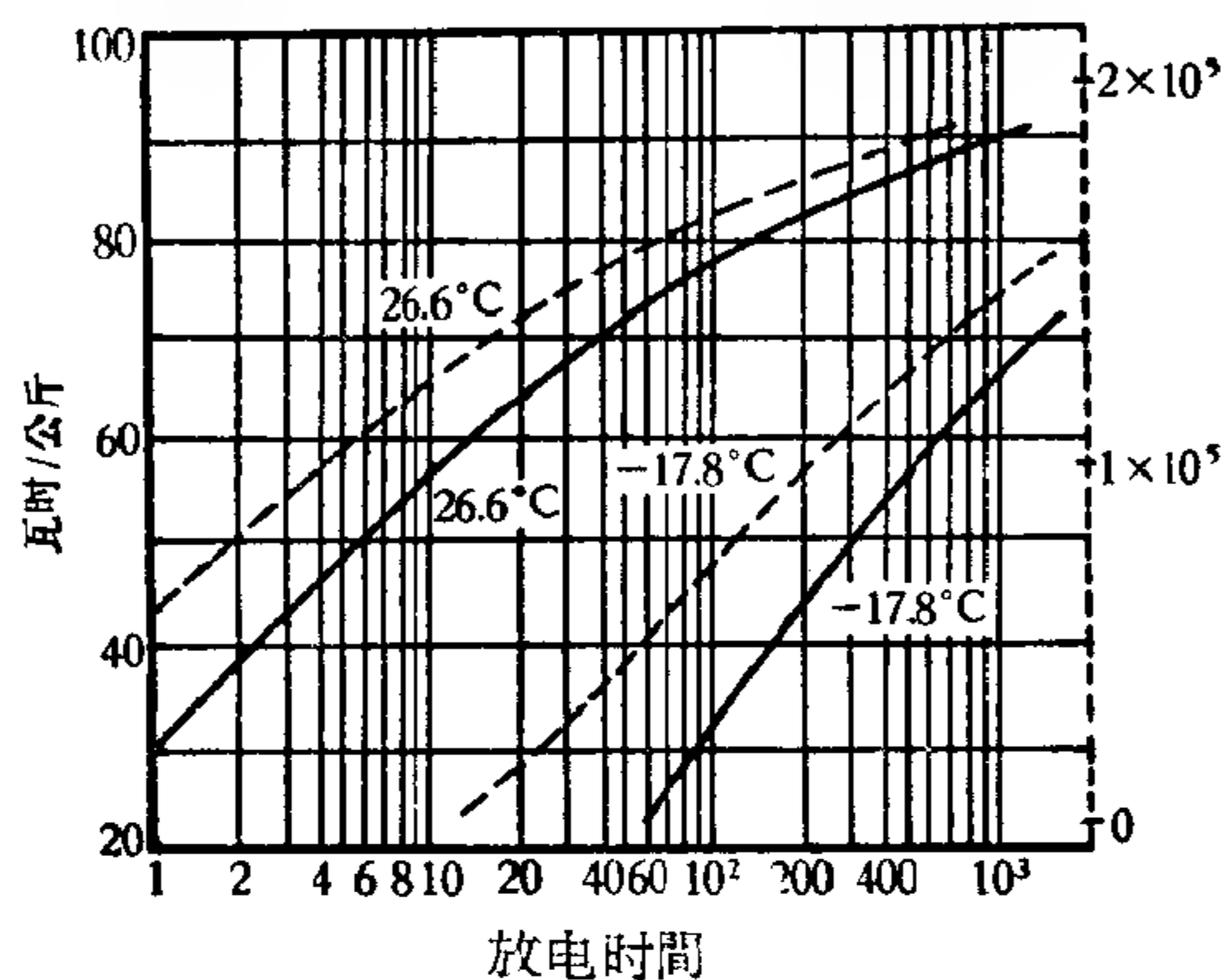


图 13.1 银-锌电池的性能

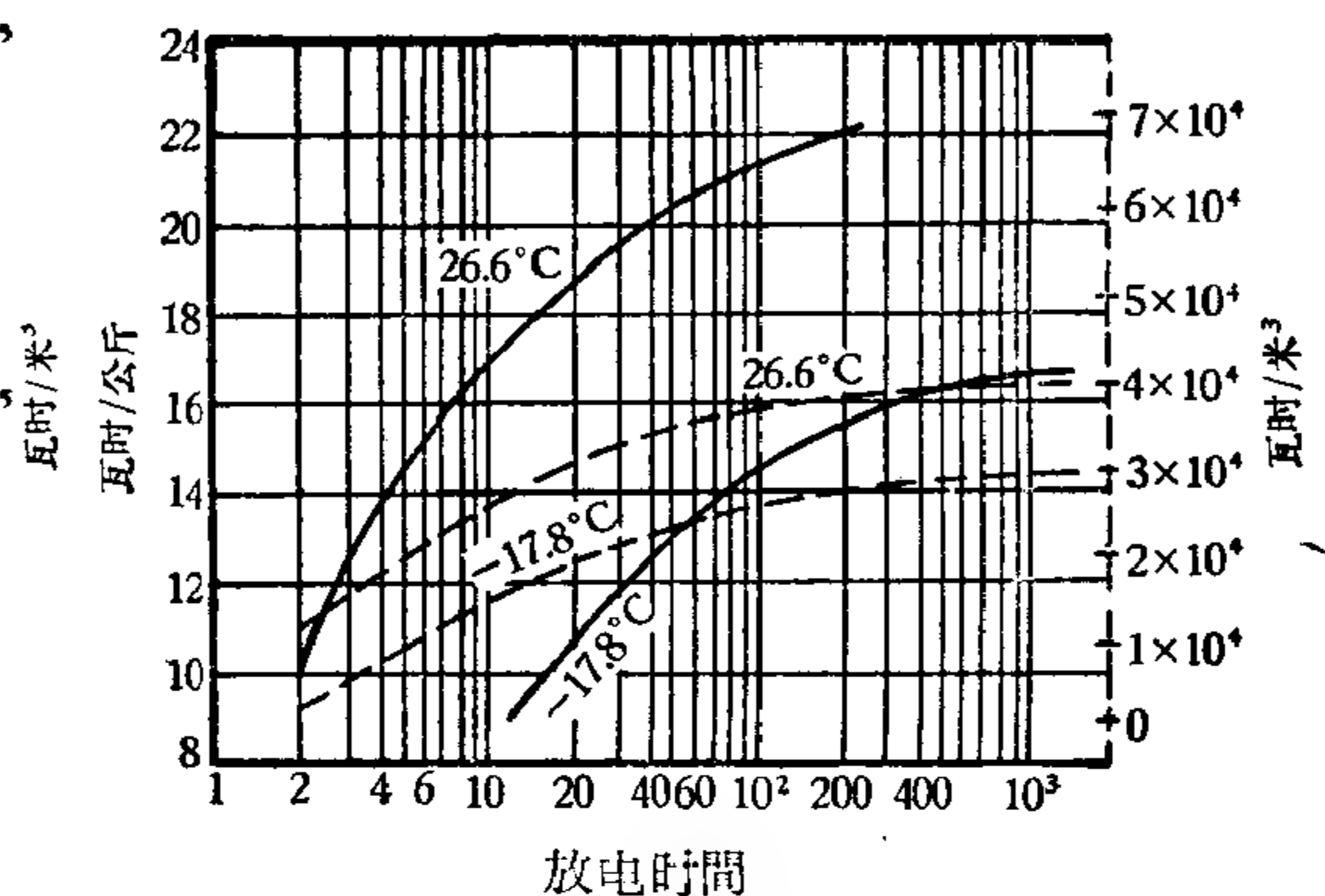


图 13.2 镍-镉电池的性能

还可以看出,银-锌电池是比较好的电池,而且已被实际应用。氢-氧电池更好些,但目前还处于试验阶段。锂-氧电池和氢-氧电池属于同一类,称为“燃料”电池;它们同样是利用氧与氢和锂“燃烧”而产生能量。锂-氧电池具有的理论最大容量很高,但是目前还未研究成功,是否现实容量也很高,还有待进一步证明。

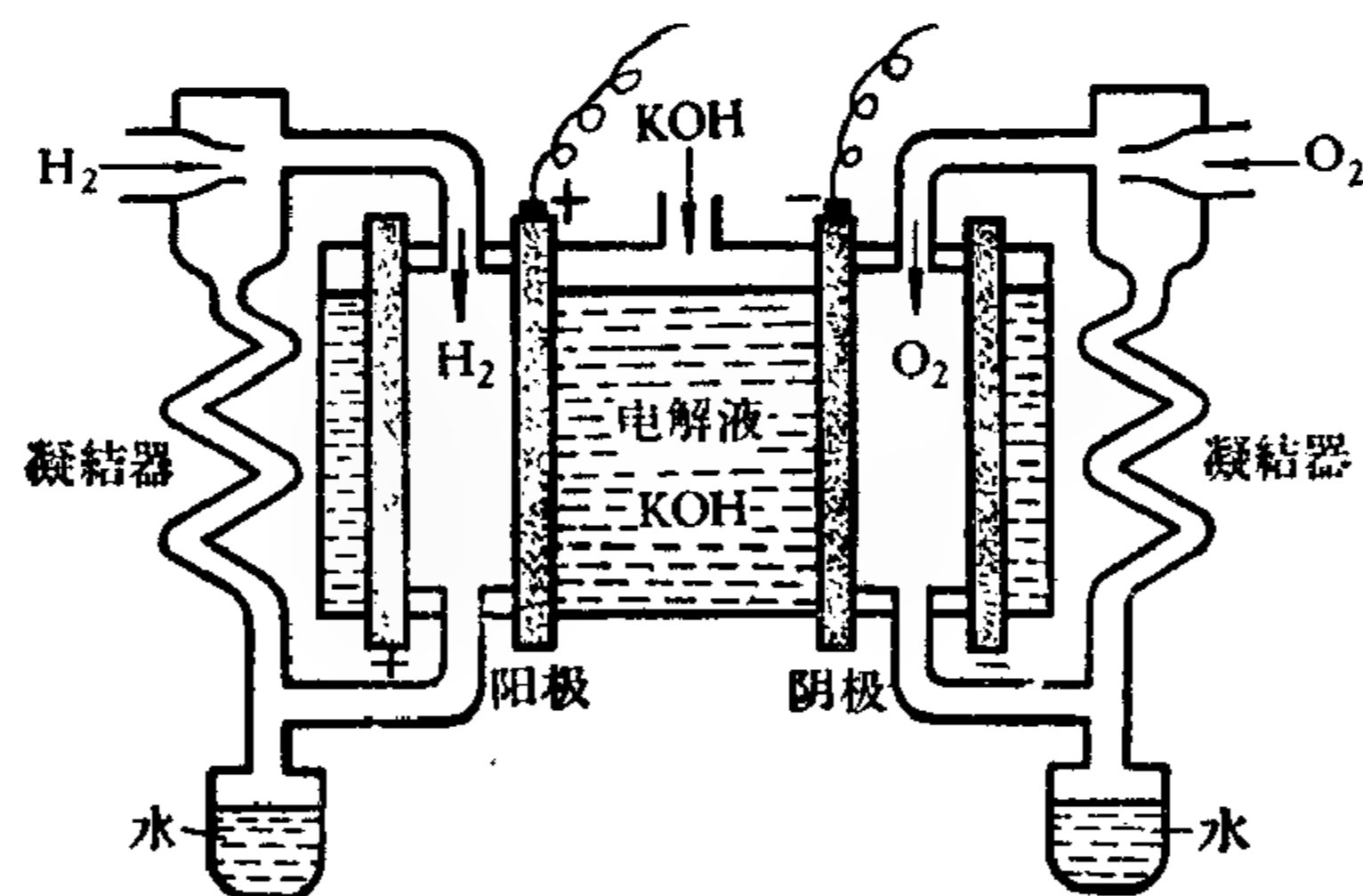


图 13.3 氢-氧电池

为了更清楚起见,我们把有发展前途的氢-氧电池作一简单概述。图 13.3 为氢-氧电池的示意图。正、负电极均采用活性炭或烧结镍制成的多孔套,浸在氢氧化钾电解液中。在多孔套中分别通入氢和氧气。通入氢气的成为阳极,通入氧气的则成为阴极。氢和氧均透过

多孔套在电解液的作用下进行相应的化学反应,即分别在阳极和阴极上(实际上电极本身对反应还起着催化作用)进行如下反应:

在阴极上 $2\text{O}_2 + 2\text{H}_2\text{O} + 4e \rightarrow 2\text{HO}_2^- + 2\text{OH}^-$,

在阳极上 $\text{H}_2 + 2\text{OH}^- \rightarrow 2\text{H}_2\text{O} + 2e$,

$3\text{H}_2 + 2\text{HO}_2^- \rightarrow 4\text{H}_2\text{O} + 2e$,

电池的总反应: $4\text{H}_2 + 2\text{O}_2 \rightarrow 4\text{H}_2\text{O}$.

反应过程中产生的水蒸汽混在剩余的氢气和氧气中进入凝結器中，水被冷凝而收集于下部的容器中，剩余的氢气或氧气則在新补充进来的氢和氧的引射作用下，带入多孔套中重新利用。氢和氧在电池中进行“燃烧”，其产生的能量变成了电能，而从电池的阴极和阳极引出导綫接上負載就可作功了。

氢—氧“燃料”电池的概念，过去已有人想在地面上实现它，但是在地面上采用它的經濟性不好，因而就没有人继续去研究它。今天看来用在星际航行上确具有现实意义，特别是能进一步減輕它的重量和縮小其体积之后，将是目前所用的化学电池中最好的电池。为了減輕氢—氧电池的重量，有人采用提高压力和反应温度来提高单位体积和重量所产生的功率。因为压力提高就加大了气体的密度，也就增加了反应的强度。提高压力的同时也可以相应提高反应温度，因而加快了反应速度。目前已試驗过压力为 30 大气压，温度为 200°C 的条件。据估計压力还可以增加到 60 大气压，温度升高到 240°C ，这时电池重量可以大大減輕。当不計气瓶重量，但包括必要的控制設備时，如果电池为能产生 0.5 瓩的系統，則每产生 1 瓩功率只需要 10 公斤重量(即 100 瓦/公斤)；如果系統为产生 50 瓩功率时，則为 250 瓦/公斤。这样一来就比目前认为最好的銀—鋅电池重量要輕好几倍。即便是算上气瓶的重量也要比銀—鋅电池好。应当指出的是氢—氧电池在工作过程中要产生热量，因而必須考虑到对电池的温度加以調节和控制，以保持电池中反应稳定。

对于星际飞船上用的化学电池而言，还需要再講講蓄電池(又称二次電池)。飞船上用蓄電池的主要作用是可以充电，当需用时它又可以把所貯蓄的电能放出来。星际飞船上，特别是人造卫星上就利用它的这一特点，来将飞船中当时用不了的电能充入蓄電池存起来，当原有电源停止工作或电量不足时就可以利用它所貯蓄的电能。前面表 13.2 中所列举的鉛—酸電池、鎳—鎘電池、銀—鋅電池都可作为蓄電池，但是在失重的情况下物質之間失去了重量比較，蓄電池在充电时所产生的气体如何从电解液中排除还是一个問題。人們发现，鎳—鎘電池有这样一个特点：当充电不太快时，产生的气泡可以逐漸地溶解在电解液中。因此，可以把電池封閉起来，不必把气体排掉。然而当充电慢时会降低蓄電池的容量，此时可能只达到 2 瓦时/公斤。

从上看出，化学電池还不能称为是一个很輕的电源，特别是不适于长期供电。从苏联发射的卫星、行星际站等可以看出：当電池工作時間在两天(50 小时)以下，就采用了化学電池(銀—鋅電池)，而時間更长的則采用了太阳光電池。在下节我們將闡述太阳光電池。

§ 13.3 太 阳 光 电 池

太阳光电池实际上是利用半导体把入射的太阳光的能量直接变成电能的设备。因此,我們首先应当知道半导体是什么样的物质,然后再看看它如何将太阳光的能量转变为电能。

平常用以导电的金属和不导电的絕緣体的两者的导电能力相差极大,而导电的能力介乎于这两者之間的很广泛的材料都属于半导体范围。最常用的半导体有硅(Si)、锗(Ge)、硒(Se)这几种元素,以及許多硫化物和其他化合物。

大家知道,金属之所以能导电是因为它具有許多自由电子,即这些电子不被束缚于固定的原子,而在金属体内作无章的运动。当接上电源时这些电子在电场的作用下形成电流而导电。絕緣体与半导体則不同,它們当中的电子絕大多数都和一定的原子联系着,即形成价键,当温度很低而又无外来的激发作用,那么,就几乎没有自由电子存在了。但半导体又与絕緣体不同,它的电子在一定条件下容易脱离原子的束缚,而成为自由电子,所以在一定条件下,半导体能导电。既然导体、半导体和絕緣体之間的导电与否决定于自由电子的多少和产生自由电子所需的条件,那么我們应从它們电子能级分布里去寻找原因:原子之間的距离对电子能级的影响(见图 13.4),把它們区别开来。对于单个原子或者原子之間距离較远的原子,每个原子是独立的,每个

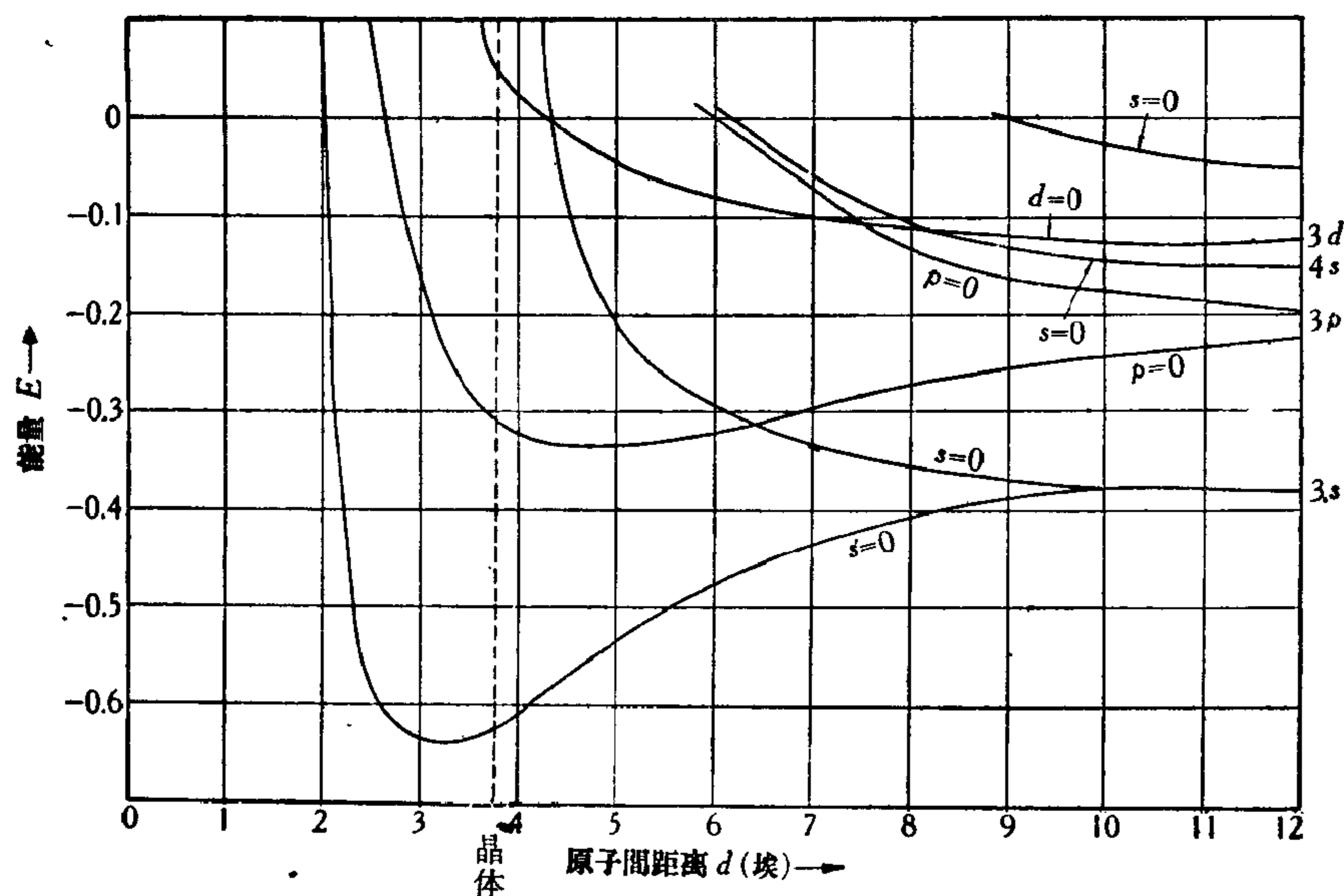


图 13.4A 金属鈉的电子能位关系图

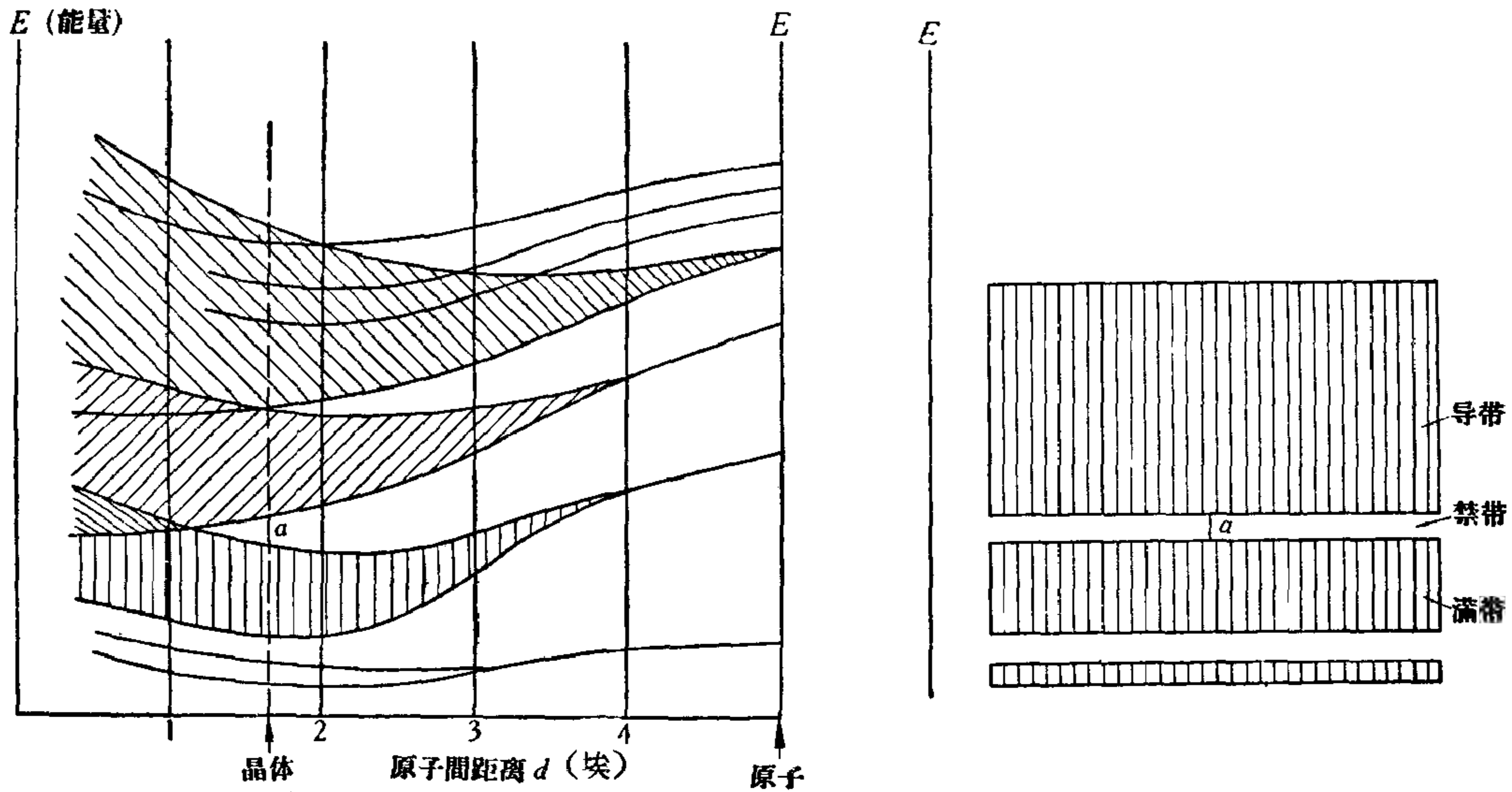


图 13.4B 半导体的电子能位关系图

原子的电子也有一定层次分明的能级。按照量子力学,从一个能级到另一个较高的能级一定要吸收一定的能量。而当原子之间距离缩短变成晶体状态时,原子之间有相互的影响,本来单一的能级就变成具有一定幅度的能带,如图 13.4A 中所示。对金属原子或导体而言,这些能带完全重叠,而所有原子的电子只占据了较低的能位,即整个能带的低能位部分;在此以上紧接着有未被占据的空能位,电子很容易由于热运动而跳到这些能位上去,变成自由电子;所以自由电子数量很多,形成良好的导体。半导体则不然,如图 13.4B 中所示,能带不完全重叠而有一个空隙,称为禁带。电子一般占满了禁带下的能带,又不容易越过禁带,所以活动余地不大,它是处于低能带上,即所谓价电子带。但也有少数电子受到了热激发,跳过禁带,到禁带上面的能带,即到导带中成为自由电子,半导体在一定程度上变成导体。当然,如果物质受到非常大的压力,上百万大气压的压力,那么,原子间的距离进一步缩小,能带重叠的程度可以进一步有所发展,一切物质都会具有完全重叠的、无间隙的能带,情况就和金属或导体完全一样,物质都成为导体,这就是所谓物质第五态的超高压物质状态。

对一般半导体而言,它是由原子根据一定的点阵结合而成的,原子与原子之间是靠共价键之作用结合起来,结成这些键的电子就称为价电子。具体来讲就是当两个原子之间形成共价键时,每一个原子都要给出最外圈的一个电子,这两个电子就稳固地聚集在两个原子之间把它们联系起来。如果这个原子的外层有四个电子(即四价),

它就会組成四对共价鍵(参見图 13.5),則无任何多余的电子,只有受到激发时共价鍵才被破坏,而产生自由电子;电子跑掉后这个鍵上就少了电子而空起来,这就称之为空穴。这个空穴同样也能被其他原子共价鍵上的电子所占据,那么,那个原子的鍵又

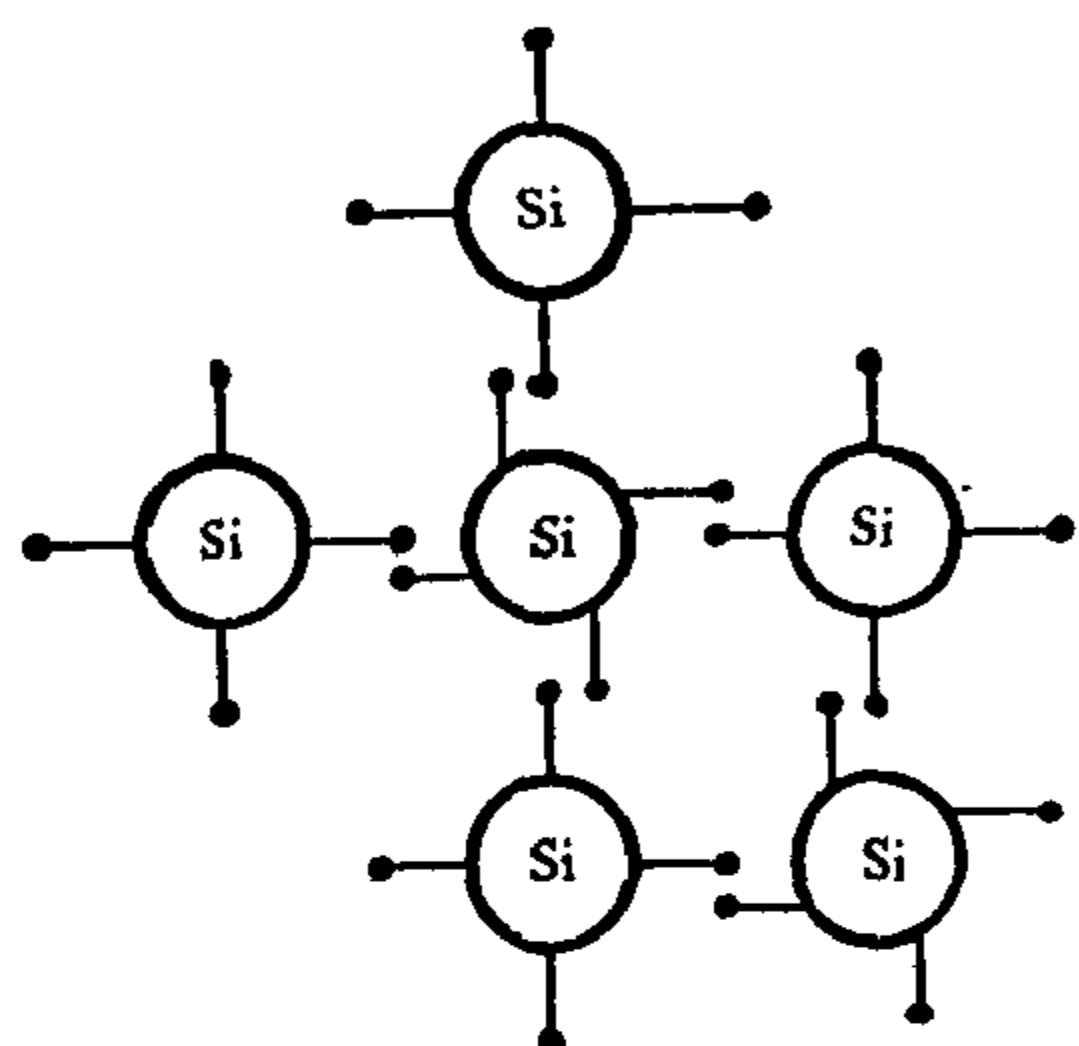


图 13.5 共价鍵示意图

出现了空穴。这样一来当一个中性的原子失去了一个电子(即成为一个空穴)时就带正电。因而空穴在电场的作用下不断由前面原子鍵上的电子所占据,而前面原子上又出现了空穴,也就相当于空穴在电场作用下向着一定方向移动;它也和自由电子一样,可以起导电的作用。具体对半导体来说可以具有两种不同的导电方式:电子导电和空穴导电。

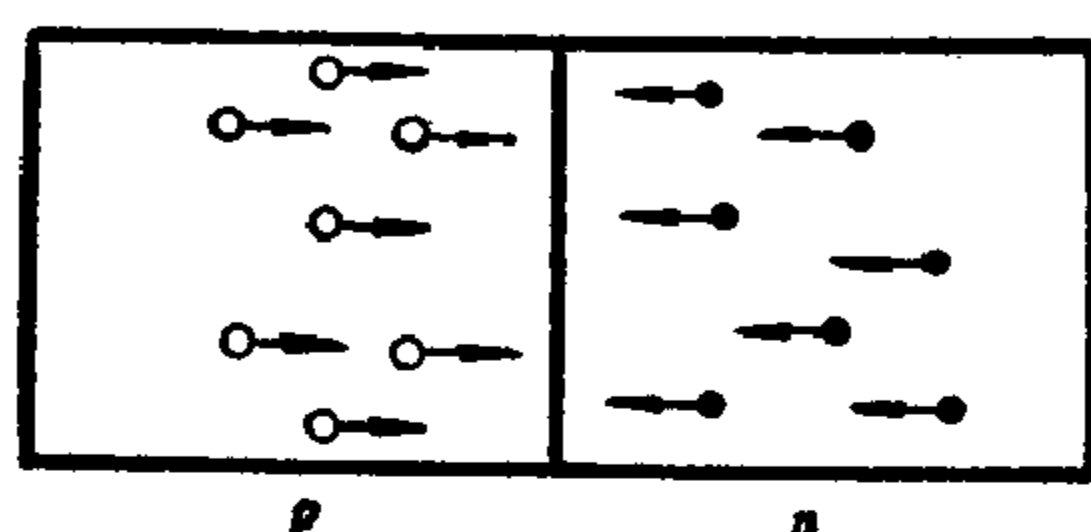
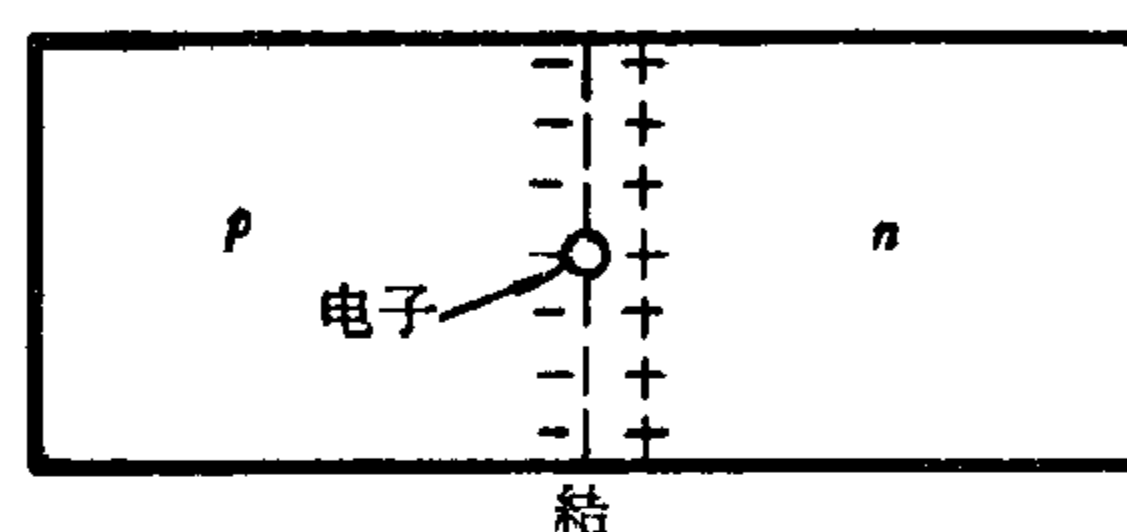
由上述可知,半导体在一般情况下电子都占满了能位,为价电子(即形成完整的共价鍵),当它受到激发时电子得到了足够的能量,跳过禁带到导带中,成为自由电子,同时还形成空穴。所谓光电池就是要找一个适当的半导体,使它的电子接受入射的太阳光的光子能量 $h\nu$ (h 为普朗克常数, ν 为频率)后,电子具有足够跳过禁带的能量,那么,只要进一步使这些具有更多能量电子和空穴的无章运动变成有规律的带电运动,就可以形成电流,变成电能对外作功。怎样才能使这些无章运动着的电子和空穴成为有规律的带电运动,就是下面要讨论的问题。

在纯净的硅或锗的晶体中,如果没有受到任何激发,温度也较低时,那么,所有的鍵都是完整的,没有空穴,也没有多余的电子。当受到激发,即光照射下电子吸收了光子的能量时,就会产生一定量的自由电子和相同数量的空穴。当将这些纯净的晶体中渗入某些杂质时情况就不同了;比如在纯净的硅晶体中渗入少量的砷(As),使晶格上的一些硅原子为砷原子所代替。砷是五价元素,外围有五个电子,到了硅晶体内只用掉四个电子,形成与邻近四个原子的鍵,这样就多余出一个电子。这个电子只受到很弱的力束缚在砷原子的周围,在常温下原子的热运动已完全足以把这个电子释放出来。因此,用这个办法可以任意增加硅晶体中的自由电子。这样产生的自由电子并不破坏任何鍵,所以并不同时产生空穴。这种形式的半导体主要靠电子导电,故称为电子型半导体或 n 型半导体。

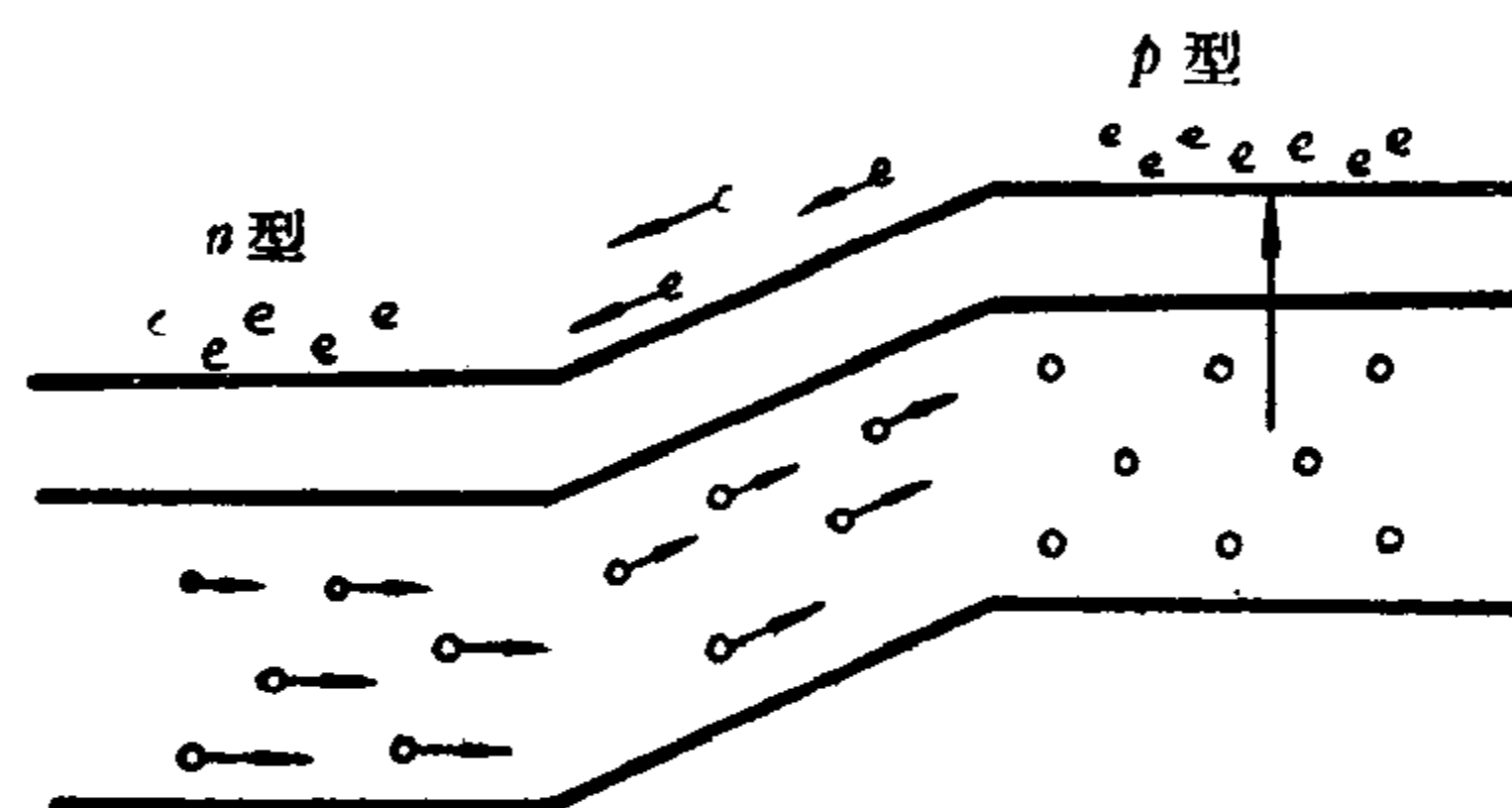
反之,如果在纯净的硅晶体中渗入三价的硼(B)原子,那么,就得到有多余空穴的半导体。因为硼的最外层只有三个电子能与最近的硅原子形成完整的鍵,和第四个硅原子之间就留下了一个空位。在常温下足以使别的原子上的电子转移到这个空

穴上去,也就是说空穴转移到相应的原子上去了。空穴的数量也可以由渗入硼原子的数量来决定。这种靠空穴来导电的称为空穴半导体或 p 型半导体。这两种不同类型的半导体结合起来就可以构成使太阳光变成电能的最基本元件。

当我们把 p 型及 n 型半导体密切地接到一块时,这时很自然地由于 p 型上空穴多而 n 型上的自由电子多,故电子必然要向 p 型方向扩散(参见图 13.6),而与 p 型中

图 13.6 p - n 结的形成过程图 13.7 p - n 结电子及空穴分布

原来的空穴结合,成为带负电的晶体组成部分;原来 n 型部分也因失去电子而成为带正电的晶体。所以扩散的结果是在 p 与 n 的交界面上电荷相互吸引而集中,但是这些电荷都是与晶体组成部分的原子相结合的,不是自由电荷,因此不会跳过 p 与 n 的交界面,这形成了如图 13.7 的情况,即所谓 p - n 结。这个结能

图 13.8 p - n 结的电势

阻碍电子或空穴穿过。这是由于通过 p - n 结的电子或空穴都带电,依照同性相斥,异性相吸的原理,一个电子如果要从 n 上向 p 方向扩散(见图 13.7),那么,在 n 方面的正电就要吸住电子,而 p 上的负电又要排斥电子。因此,当形成 p - n 结后,电子不能从 n 型方面到 p 型方面,空穴也不能从 p 型方面到 n 型方面。

我们也可以从另外一个观点来看这个问题:由于有了如图 13.7 所示的电荷分布,结附近的电势分布就如图 13.8 所示, p 型方面高而 n 型方面低。所以电子(带负电)不能从电势低的地方即 n 方走向电势高的 p 方;而空穴(带正电)不能从 p 方走向 n 方。但是当太阳光照射在这个半导体的一面时,如 p 型面,那么由于光子打中了那些原来是在 p 型中完整键上的电子,使它跳过禁带,成为自由电子,而同时也在 p 型中产生同样数目的空穴。空穴穿不过 p - n 结,但由于电势作用,电子自然穿过 p - n 结。如果我们在 p - n 板的两个电极上通上电路的话,那么就能让电子从 n 型方面通过外部负荷的线路到 p 型方面与空穴结合,也就是在电路中产生电流,这样就把电子吸收

的太阳光的能量变成了电能。

要晶体中的电子能够从价电子带跳到导带就必须具有一定的能量；对于光电池来说，就是要求光子给与电子的能量足以使它跳过禁带。因此，光的波长必须短于一定数值才有效。更长的光波因能量不足以使电子跳过禁带，就透过半导体而不被吸收。波长更短时则能量过大，虽然同样也能使电子跳到导带去，但多余的这部分能量并不能变成电能而浪费掉了。各种半导体的禁带宽度是不同的，对于太阳光来说却包括了各种波长的光。如果所选择的半导体的禁带宽度小，也就是激发电子跳到导带的能量要得少，这样可以使更多的光子激发电子，这是好的一面；但是许多光子的能量都大于电子的激发能，所以被浪费掉了。如果选用禁带宽的半导体，这样对起激发电子作用的光子的能量浪费少，但能激发电子的光子却变少了，也不太好。所以对某一种光有一个最好的波长值，按照这个波长值来找相应的半导体，使半导体的禁带宽度与它相适应，那么就可以更有效地使太阳光能转变为电能。

如果我们近似地以太阳光为 $6,000^{\circ}\text{K}$ 的黑体辐射光波，那么最好的波长应该是 1.1 微米（即波长 11,000 埃）。这种波长的光子所具有的能量为 1.13 电子伏，而我们知道半导体中硅晶体的禁带宽度为 1.2 电子伏，因此可以用硅晶体来作为太阳光电池的半导体。它可使太阳光能的理论转换效率达到 44%，但是实际上在 20°C 时硅电池在太阳光下的工作效率只有 14%，也就是说在太空中直照太阳光只能产生 $1.38 \times 0.14 = 0.1932$ 瓩/米² 的能量。其原因在于硅电池表面的反光使得太阳光被反射掉 10—50%。对大面积电池来说还有接头及半导体内部电阻所引起的损耗。半导体的温度升高也是不利的，效率会随温度升高而降低：在 100°C 时，效率会降低为 20°C 时的一半。

前面已经提到了要将 p 型及 n 型半导体联接到一起，才能成为太阳光电池的半导体基本元件。这种联接不是一般的机械地把两块不同的半导体放在一起，而是采用其他的方法来处理。首先是在纯硅中加入极少量的砷(As)，使成为 n 型半导体，制成直径为 3 厘米左右、长为 20 厘米左右的单晶，然后切成薄片。把切片都放在氯化硼(BCl_3) 的气体中加热到熔点以下，使 n 型半导体晶片的表面上渗上一层薄的硼，而形成 p 型半导体。然后用酸把晶片上过多的 p 型一层浸蚀掉；这样再接上导线和负载，在日光照射下就可以把日光变成电能（如图 13.9 所示）。

光电池固然是可以把日光变成电能，但是要想多得到电能就需要增大光电池的的面积。因此，有人建议采用聚光的办法，用轻质的聚光镜把光的强度加强几倍。如果这样不引起半导体的温度上升的话，就可以使单位面积的光电池表面上的转换强度

提高好几倍,从而有可能减轻整个光电池设备的重量。

就目前的技术水平来看,可以使每 5 公斤光电池重量产生 1 瓩电能,如果包括控制(在阴影时用的转换开关)、电线及支架等,其总体重量要有 25 公斤才能转换出 1 瓩电能。当作为卫星的能源时,还需要考虑卫星运行到地球阴影时,光电池不能发出电能,所以需要加用蓄电池。

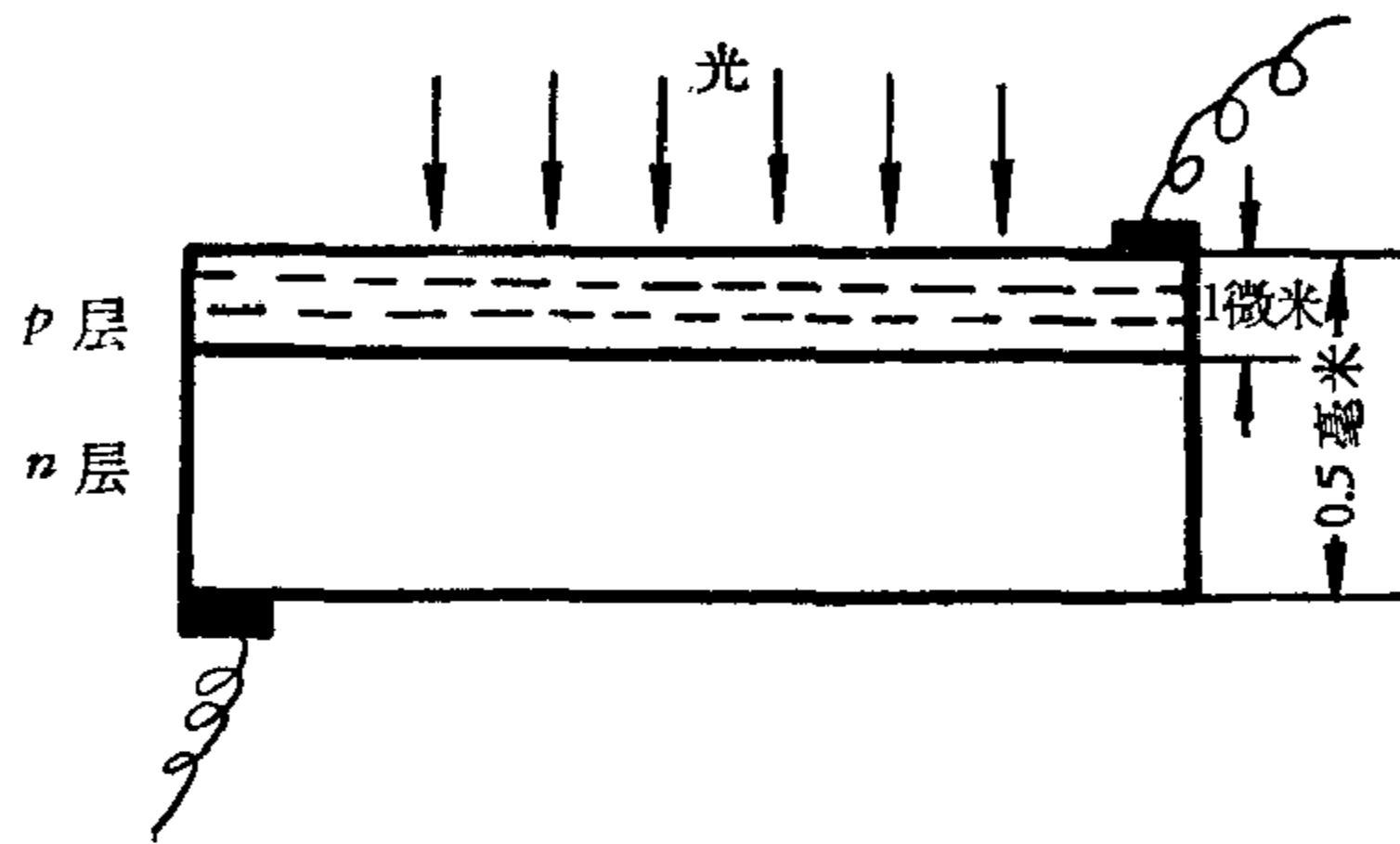


图 13.9 太阳光电池的结构

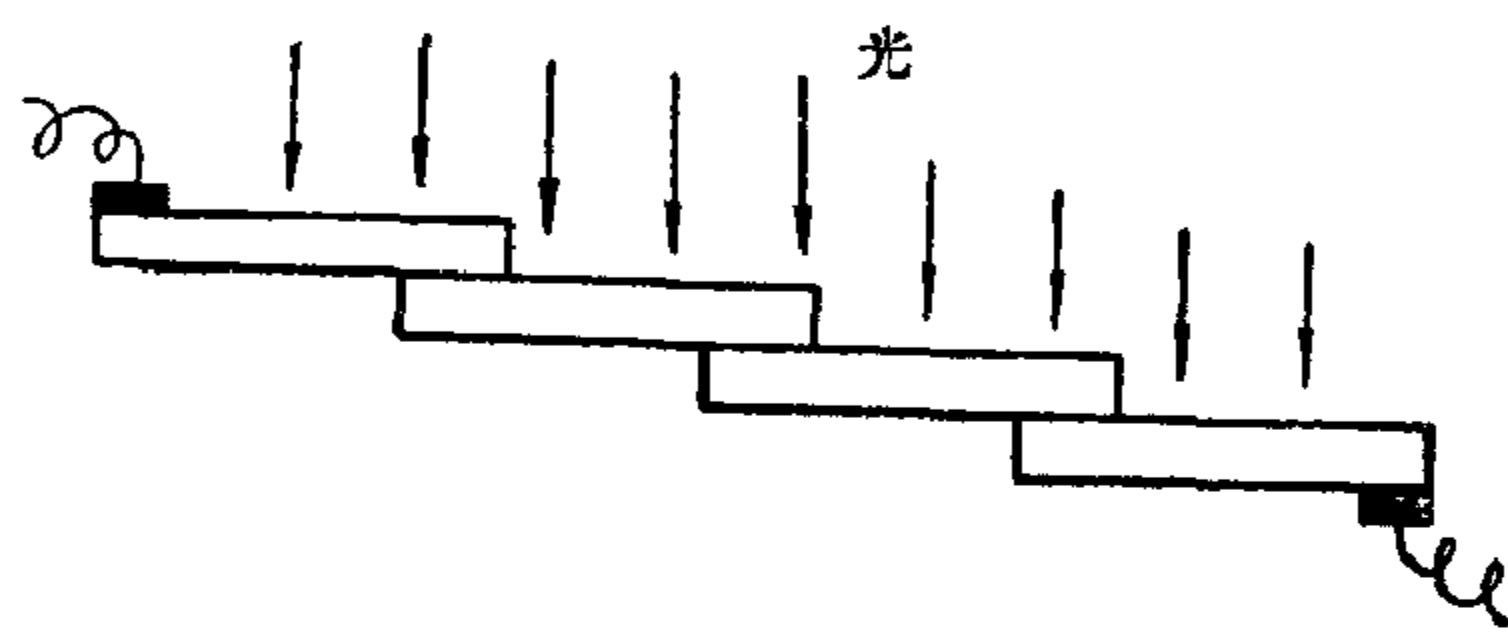


图 13.10 太阳光电池

对每一片半导体来说,在日光照射下所产生的电能的电压只有 0.3 伏。为了使产生的电压能满足飞船的需要,可以采用一般电池所用的串联法(如图 13.10)来提高电压。

最后,还要指出太阳光电池实际运用在飞船上时必须注意的重要问题:就是太阳光电池的表面是暴露在外面的,太空中的微陨石以每秒几十公里的速度飞向飞船,而半导体片又很薄(参见图 13.9),很容易被微陨石击穿而损坏,以至最后使光电池失去作用,所以这是一个十分值得注意的问题。此外,放射性辐射,如太阳耀斑的大爆发,也对硅电池产生破坏作用。因为硅电池所能承受的最大辐射剂量为 10^5 — 10^7 伦。如果总的辐射剂量比这要大,硅电池就被破坏而失去其效用。因此,硅电池的防微陨石和防强烈辐射的问题还有待进一步解决。

§ 13.4 汽轮机发电机

前面已谈到,当需要的电源功率较小时,可以采用各种电池,而当需要的电源功率较大时,就应该考虑采用体积小、重量轻以及效率高的电源系统。目前看来,技术比较成熟、工作比较可靠的动力系统,就是汽轮机发电机。

汽轮机发电机的工作过程是:具有一定温度、压力和速度的蒸汽,进入汽涡轮之后,蒸汽发生膨胀,并作有效功,使其涡轮旋转,带动发电机运转,就可发出一定功率的电来。为了使涡轮的尺寸小而重量轻,必需在涡轮流程部分造成高速气流,并使涡轮在

高轉速下工作。为了使渦輪工作可靠(主要是指渦輪的叶片而言),必須采用在高溫下,具有較好机械性能和抗蝕性能的合金来做导向器叶片和渦輪叶片。这些問題,从目前的技术水平来看,是可以解决的。

这种发电机与前面介紹的化学电池和太阳能电池供电系統比較,还有一个特点,是它有高速旋轉着的机械部分,必然会給整个飞船带来振动和产生一定的轉动慣量,这将給在失重情况下飞船进行定向、測量和調节控制系統的正常有效地工作带来一定的困难。但是,这种发电系統的体积較小、重量較輕,而且技术上也为人們所掌握,只要能解决振动和轉动慣量的影响,看来确实是供应較大量电能的比較现实的系統。

根据它所采用的能源不同可以分为两种:一种是用化学燃料燃烧产生燃气推动渦輪。这种汽輪机系統是采用开路循环,也就是把膨胀作功后的废气排到太空中,所以它比較簡單。另一种是用原子反应堆作热源的凝冷式的閉路循环汽輪发电机系統。

化学能源的汽輪发电系統,通常采用过氧化氢(H_2O_2)为氧化剂,以肼(N_2H_4)为燃料,燃烧后产生温度不太高的燃气,噴入渦輪中膨胀作功。由于在太空中工作,因此燃气膨胀出口背压几乎是絕对真空。膨胀后的气体可以直接排入太空,用不着象地面上一样要对排气进行冷却以降低背压。因此,渦輪的效率比較高,重量也就可以減輕。一般在不包括发电机重量在內时,功率为1—10馬力的系統,工作時間为一个月左右,产生每瓩电能其設備重量約为15公斤。如果采用能量更高的液氫—液氧为能源的系統,那么总重量自然可以大大減小。

这种供电系統一般采用交流发电机,以便随着各种使用要求,用适当的变压器取得各种电压。并且发电机最好采用永久磁鉄作磁极,这样就可以避免用电刷,因而避免在高空气压低时有跳火花的危險。同时我們知道,当发电机提高它的轉速时,就可以相应地提高发电机的功率,或者是縮小发电机体积,降低它的重量,这对于用在飞船上是有利的。如用二极发电机,电机頻率为400赫,則发电机的轉速可达24,000轉/分,如同样是二极发电机,当頻率提高到800赫时,其轉速可以提高到48,000轉/分。这时发电机重量就更輕了,而发电机的效率为85%。大型用汽輪带动的发电机,其重量一般为0.25—1公斤/瓩。

为了把汽輪发电机系統作为电火箭发动机(見第七章)的电源,也考虑用靜电发电机(即直流发电机),以取得电压較高的直流电。曾有人作过如下估計:在飞船的环境中,充分利用了高真空的有利条件,功率为100瓩,轉速为10,000轉/分,电流为1

安培,电压为 100,000 伏的发电机的重量只有 10—20 公斤,而体积只有 0.03 米³(即 30 升)。

对于更大容量或工作时间较长的汽轮机发电系统,采用化学燃料作为能源是不经济的。因为在汽轮机工作过程中要消耗掉大量的燃料,这样必然增加了飞船的重量,从而影响飞行效果。比较好的办法还是采用裂变能作为热源。因为它是一个强大的热源,可以大量供给系统以热能,所以发电的热效率在星际飞行的情况下不是一个很重要的问题,而更主要的是尽可能地降低整个系统的重量。

采用裂变能作为供热能源的汽轮机,工质是采用闭路循环。也就是说,工质在反应堆中被加热汽化,压力和温度都相应升高,然后进入涡轮膨胀做功。膨胀后的气体去冷凝后再送入反应堆加热。在太空飞行中,出现了一个重要问题就是散热问题。显然,在这种情况下,不能设想象地面热力发电站那样用水冷却,而只能采取辐射散热。大家知道,当辐射散热面的温度越高时,则散热量就越多。那么,要减小散热器的重量,就必须提高散热的温度,也就是要提高工质的冷却温度。显然,如果用水作为工质是有困难的,因为水的冷凝温度很低(常压时为 100°C),如果要提高水的冷凝温度,就要相应提高冷凝压力,这样,为了加强设备的强度,必然会使重量增加。目前看来采用汞的蒸汽作为涡轮的工质是较好的,因为它有较高的冷凝温度,这样就可以提高辐射散热面的温度,从而减小散热面,降低了汽轮机发电系统的重量。这样一套原子能发电技术是比较成熟的,可以解决飞船任何大功率电源的问题。有人估计,对星际飞船来说,一个两万瓩的原子能涡轮发电装置约为 70 吨,或约 0.3 瓩/公斤,也就是我们在第七章所引用的数字;其重量分布可参阅表 13.3。

表 13.3 大型星际飞船用原子能涡轮发电装置的重量分布

各 部 装 置 名 称	公斤/瓩
反应堆(包括冷却管), 20% 热能变成电能	0.010
换热器	0.100
涡轮及压气机	0.500
辐射冷凝器	0.800
发电机	1.00
防放射性辐射屏蔽	1.00
总计	3.410

§ 13.5 热电偶发电器

从减少飞船发电系统的复杂程度和提高电源系统的总效率出发,应进一步地研

究和发展各种直接发电系统,也就是不通过机械能的发电系统。热电偶发电机就是直接发电的电源系统类型之一,也叫做热电发电机。实际上就是利用一般测温用的热电偶原理,把两种不同导电性能的材料或金属,其一端接在一起作为热点,即放在高温热源里,温度为 T_1 ; 这两支金属的另一端放在低温吸热区中,温度为 T_2 , 两个冷端之间接上负荷,这就形成了一个回路(参见图 13.11)。

根据热力学原理,上述热电偶发电机从热能转化为电能的效率 η 可以由下式计算:

$$\eta = \frac{T_1 - T_2}{T_1} \times \frac{M - 1}{M + \frac{T_2}{T_1}} \quad (13.1)$$

式中

$$M = \sqrt{1 + \frac{T_1 + T_2}{2} \left[\frac{\alpha^2}{(\sqrt{k_1 \rho_1} - \sqrt{k_2 \rho_2})^2} \right]} = \sqrt{1 + \frac{z}{2}(T_1 + T_2)}, \quad (13.2)$$

而

$$z = \left[\frac{\alpha^2}{(\sqrt{k_1 \rho_1} - \sqrt{k_2 \rho_2})^2} \right].$$

α 为热电势 (伏/°C), 即每度温差所产生的电势; k_1, k_2 分别为热电偶两支的导热率 (瓦/厘米°C); ρ_1, ρ_2 为对应于两支金属的电阻率 (欧姆·厘米), 是一个与导体材料有关的系数, 随温度升高而增加。

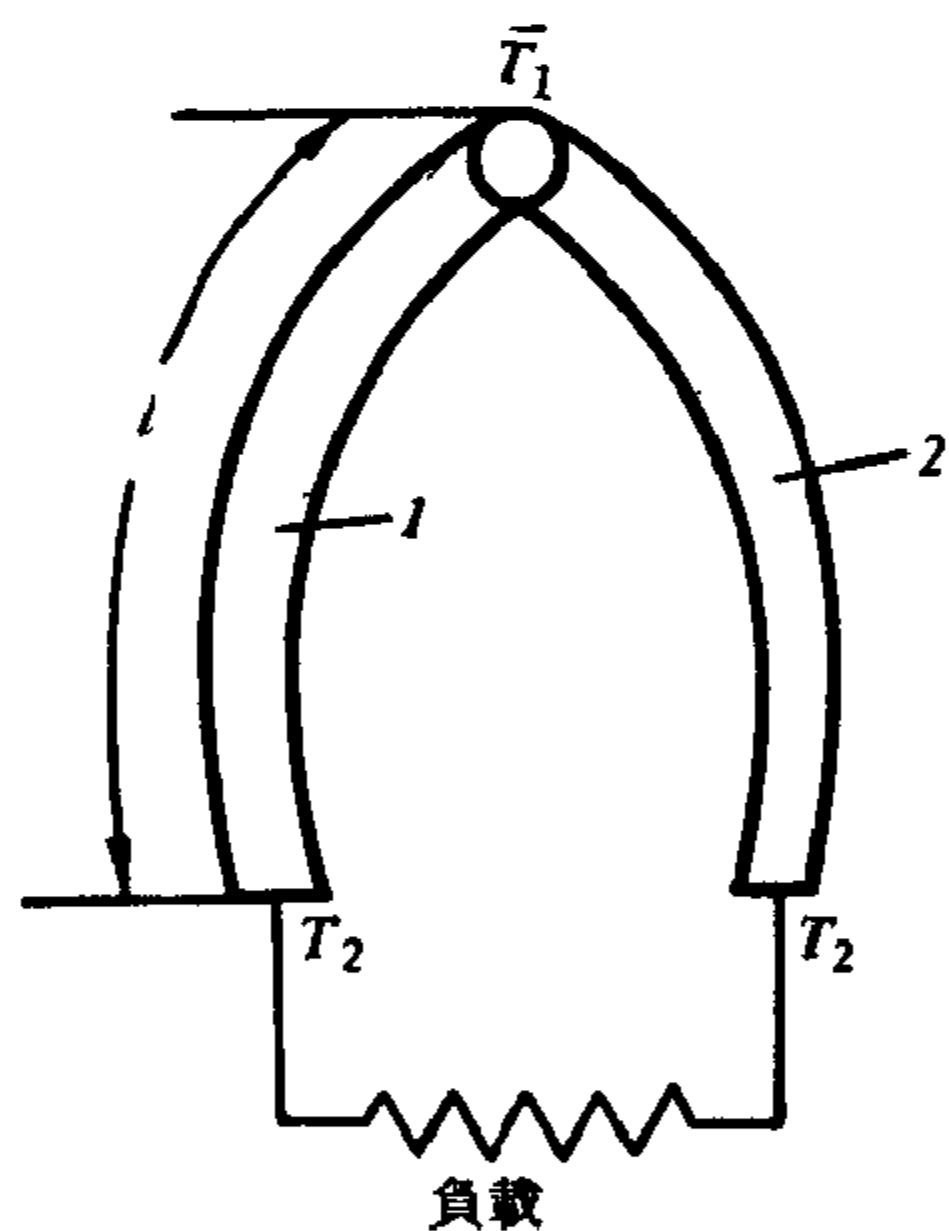


图 13.11 热电偶电路

公式(13.1)是在以下的条件下才成立: 第一, 我们忽略了汤姆森加热(即对一个均匀导体, 在具有温度梯度的情况下, 由于导电所吸收或放出的热)。第二, 令 l 为一支热电偶的长度; A 为一支热电偶的截面积, 那么, 我们使

$$\left(\frac{A_1}{l_1} \frac{l_2}{A_2} \right)^2 = \frac{\rho_1 k_2}{\rho_2 k_1} \quad (13.3)$$

一般为了便于结构设计, 都使 $l_1 = l_2$, 而用改变两支热电偶的截面积 A_1 及 A_2 来满足公式(13.3)。第三, 负载电阻与热电偶内部电阻的比例等于 M , 即公式(13.2)的数值。如这个比值不等于 M , 热效率将比公式(13.1)所给的值要小。

从(13.1)式可以看出, 要提高热电偶发电器的发电效率, 可以从两个方面着手: 一个是提高卡诺循环的效率, 即提高式中 $\frac{T_1 - T_2}{T_1}$ 一项的数值。很容易看出, 只要

提高 T_1 与 T_2 之差, 就可以提高这项数值, 也就是说尽量提高热点温度 T_1 和尽量降低冷点温度 T_2 . 另一个是增大后一项的数值, 实际上就是要增加 M 的数值. 从公式 (13.2) 看出 M 数值的大小与热电势 α 、导热率 k 和电阻率 ρ 的直接关系. 要提高 M 的数值, 就是要尽量提高热电偶的热电势, 减小它们的导热率及电阻率. 但是, 我们必须注意到, 对金属来说 k 和 ρ 不能同时减少, 因为按照 Wiedmann-Franz 规律得知, 金属的 $k\rho$ 是一个常数. 对金属来说, 它之所以导电是因为它有自由电子, 而金属导热也是自由电子作用的结果, 也就是金属的导电率越高 (即电阻率越小), 则它的导热率也越大. 金属在导热率和电阻率上存在着这样的矛盾, 因而影响到热电偶发电机效率的提高. 因此, 用金属来作为热电偶发电器的效率实际上不到 1%. 那么, 如何解决这个矛盾呢? 那就是用前面所讲的半导体来作热电偶, 可以达到提高导电能力, 而它的导热率并不随之增加.

半导体在通常情况下, 它的导电和导热能力都不好. 要导热就需要靠大量的自由电子, 而半导体的导热却是依靠内部晶格的振动, 因此它是一个绝热体. 但半导体被激发时产生电子和空穴, 在电场的作用下向一定方向流动而导电. 所以, 半导体被激发而减小了电阻率, 晶格的导热机理并没有变化, 因而当半导体受热而激发出电子提高了导电性能时, 并不增加导热率, 从而使 $k\rho$ 值可以降低, 提高了 M 值, 也就是说利用半导体作热电偶发电机可以进一步提高发电器的效率.

半导体热电偶发电器的发电原理很简单, 实际上和 § 13.3 所讲的太阳光电池中的半导体一样, 利用一支 n 型半导体和一支 p 型半导体的一端接在一起, 作为热电偶的热接点 (参见图 13.12); 而两支的另一端用导线接到负载上, 这样就形成了一个回路. 热接点受热时 (即热接点和冷接点产生温差时) 也就相当于光电池中半导体受到日光的照射一样, 电子吸收了热能而跳过禁带变成自由电子和空穴时, 则依照 n 型和 p 型半导体的性质, 电子通过 p - n 结 (热接点) 由 n 型向 p 型扩散, 而空穴也向着相反的方向移动, 这样在整个回路上就形成了有规律的带电运动, 从而产生电能.

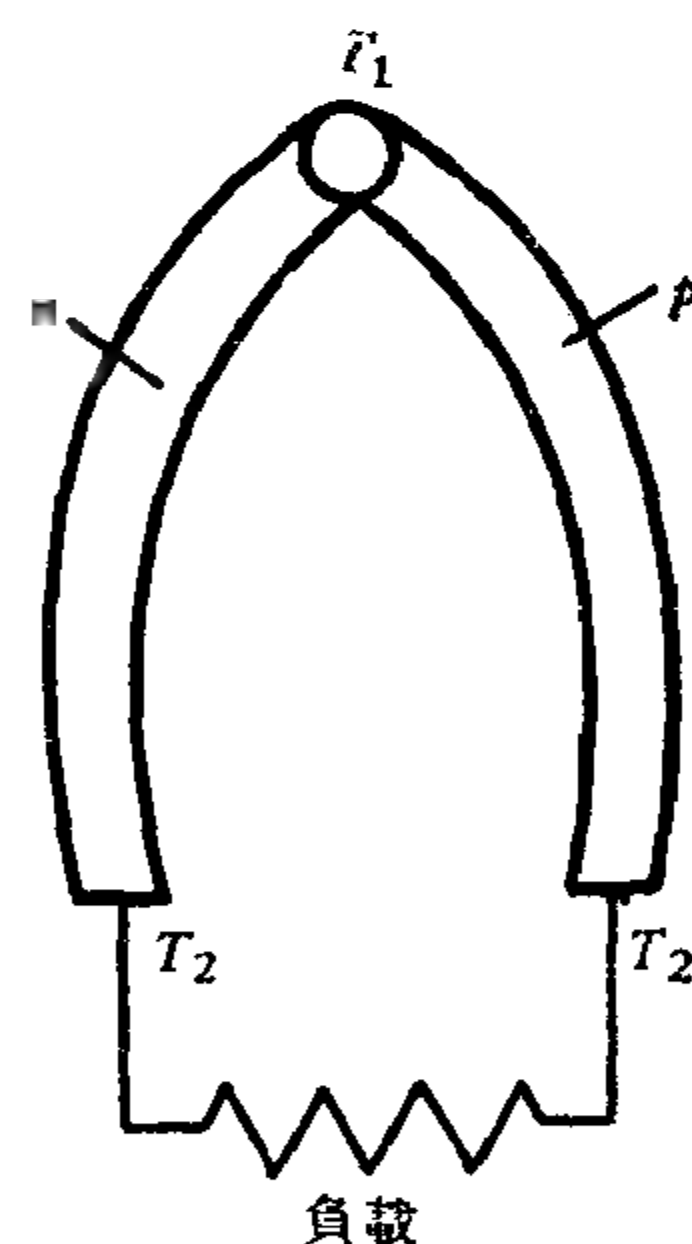


图 13.12 半导体热电偶

公式 (13.1) 的第一项代表了可逆循环的效率, 亦即理论上可能达到的最高效率, 第二项则代表由于一些不可逆过程而使效率减小的倍数, 这一项要由与不可逆过程 (例如, 热导率和焦耳热等) 有关的量 z 来决定. 这可以从下面的实际例子说明: 让 $zT_2 = \theta$, 如用半导体碲化铋 (Bi_2Te_3) 的 n 型和 p 型所组成的

热电偶,在 $T_2 = 300^\circ\text{K}$ 时, $\theta = 0.173$;故当 $T_1 = 600^\circ\text{K}$ 时,其效率 $\eta = 3.76\%$ 。如用半导体碲化铅 (PbTe) 的 n 型和 p 型组成的热电偶,其 $\theta = 0.32$,在同样的温度条件下效率 $\eta = 6.31\%$;这说明了用碲化铅作热电偶可以得到比用碲化铋为高的效率。

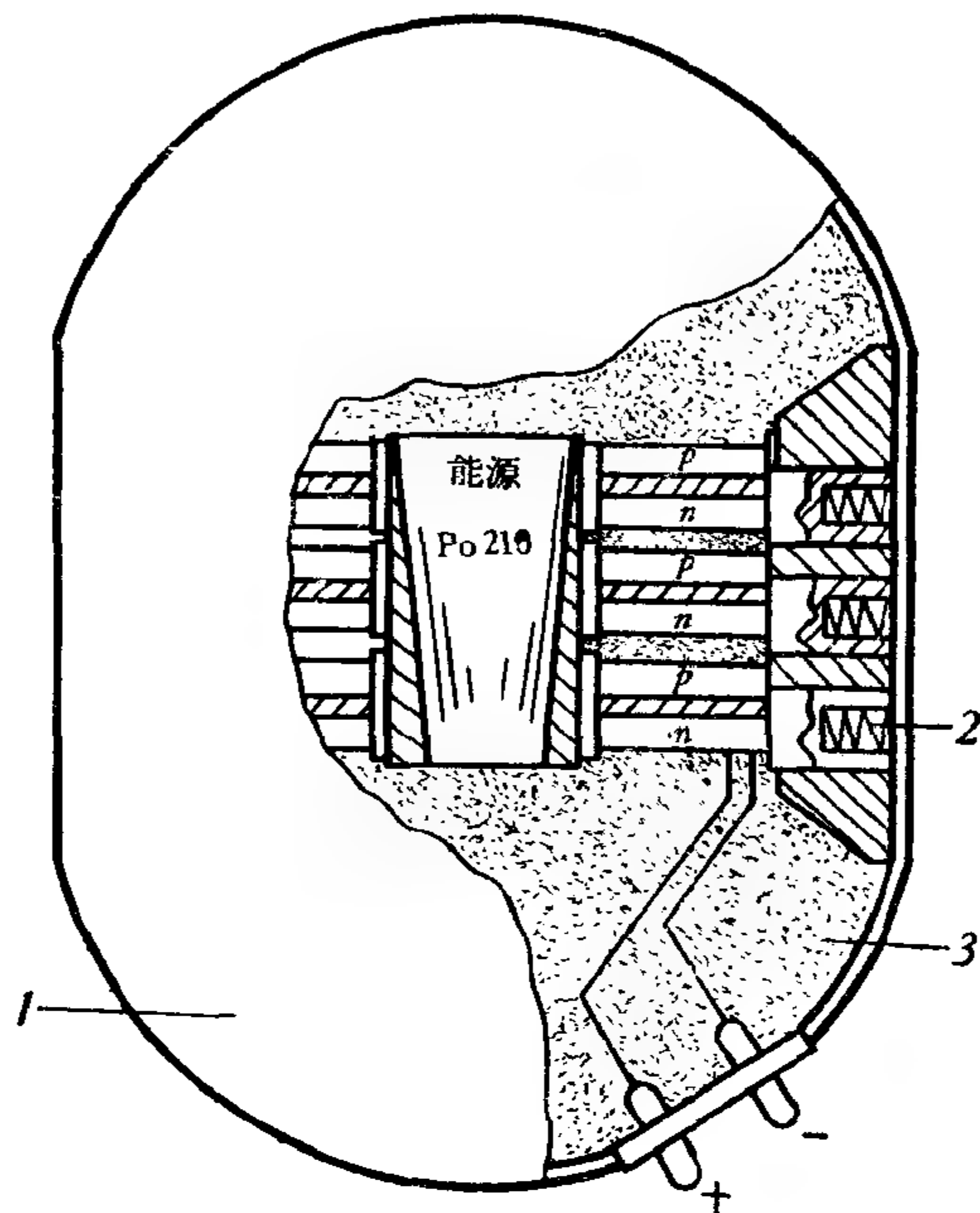


图 13.13 SNAP III 发电机 3M-1 热电堆
1——散热器; 2——弹簧; 3——绝热材料。

表 13.4

材料	p 及 n 型碲化铅
热端温度(T_1)	593°C
冷端温度(T_2)	204°C
功率	5 瓦
最高效率时电压	2.8 伏(直流)
内部电阻	2.03 欧姆
负载电阻	2.12 欧姆
热电偶对数	27
直径	12.1 厘米
高	14 厘米
重	2.27 公斤
总效率	$\sim 5\%$
到第一个半寿命的总功	8000 瓦时
到第一个半寿命的总功/重	3530 瓦时/公斤

这种发电机所采用的热源应尽可能消除机械运动,而裂变能源和放射性元素的射线源都可以满足这个要求。美国的所谓 SNAP III (见图 13.13),就是以 Po^{210} 为高温热源,用 3M-1 型热电偶的热电发电机,其有关数据见表 13.4。可以看出这一类电池,虽然比较简单,又无振动,而且人们对于热电偶的技术掌握比较成熟,在小功率时比电池要好。但是,它的热效率不算高,功率也不太大,所以还不能算是一个很理想的直接发电办法。

§ 13.6 热电子发电机

进一步改进利用原子反应堆的热能直接发电还有好几条道路。现在看来,有两种比较有希望的办法,其中一种为热电子发电机。其工作原理是利用金属及其他导体中的自由电子,在物质热运动的速度足够高时,电子就可以飞出固体表面,也即

是电子所具有的动能足够使它做功以对抗金属的吸引力时,电子才能飞出导体表面。电子离开导体表面所具有的能量,就叫该金属的逸出功,也叫做功函数。而热电子发电机就是应用高温金属表面发射的电子来产生电力的。这种装置和热电发电机装置共同的特性,是它们的工作流体都为电子,所不同的是受热后的电子发射是进入一真空容器中,而不是象热电发电机是进入不同导电性能的固体中。由于固体内部与外部之间的电位差即功函数很高,所以热电子发电机必须在高温下运行。其输出电压 v_0 比相应的热电发电机要高些,一般约达0.5—3伏之间。

热电子发电机实际上就是一个二极管,其装置如图13.14,电子是从维持在温度为 T_1 的阴极板1发射,功函数为 ϕ_1 (用电子伏为单位),而被维持在温度为 T_2 的阳极板2所接收,功函数为 ϕ_2 (以电子伏为单位)。当阴极加上正电电压时,最大的阴极每平方厘米发射的电流可由里查孙(Richardson)公式给出:

$$I_s = A_1 T_1^2 e^{-\phi_1/kT_1}, \quad (13.4)$$

其中: I_s 为从金属炽热表面发射出来的电流密度,单位为安培/厘米²; A_1 为物质常数,对于纯金属在60—200之间,对于氧化物和金属的合金 A 具有不同的数值; k 为玻耳兹曼常数,其数值为 1.38×10^{-23} 焦耳/°K或 0.863×10^{-4} 电子伏/°K; T_1 为发射电子的阴极表面温度(°K); T_2 为接收电子的阳极表面温度(°K)。从方程(13.4)可以看到发射的电流密度与温度是指数函数的关系。所以,比较小的温度变化就可以引起很大的电子发射变化。公式(13.4)也可以表示出阳极的发射电流密度,但是,由于选择了足够低的温度 T_2 ,故阳极发射电子所产生的电流很小。任何金属物质加热后都要放射出电子,其中部分物质表面发射热电子的性能可参看表13.5。

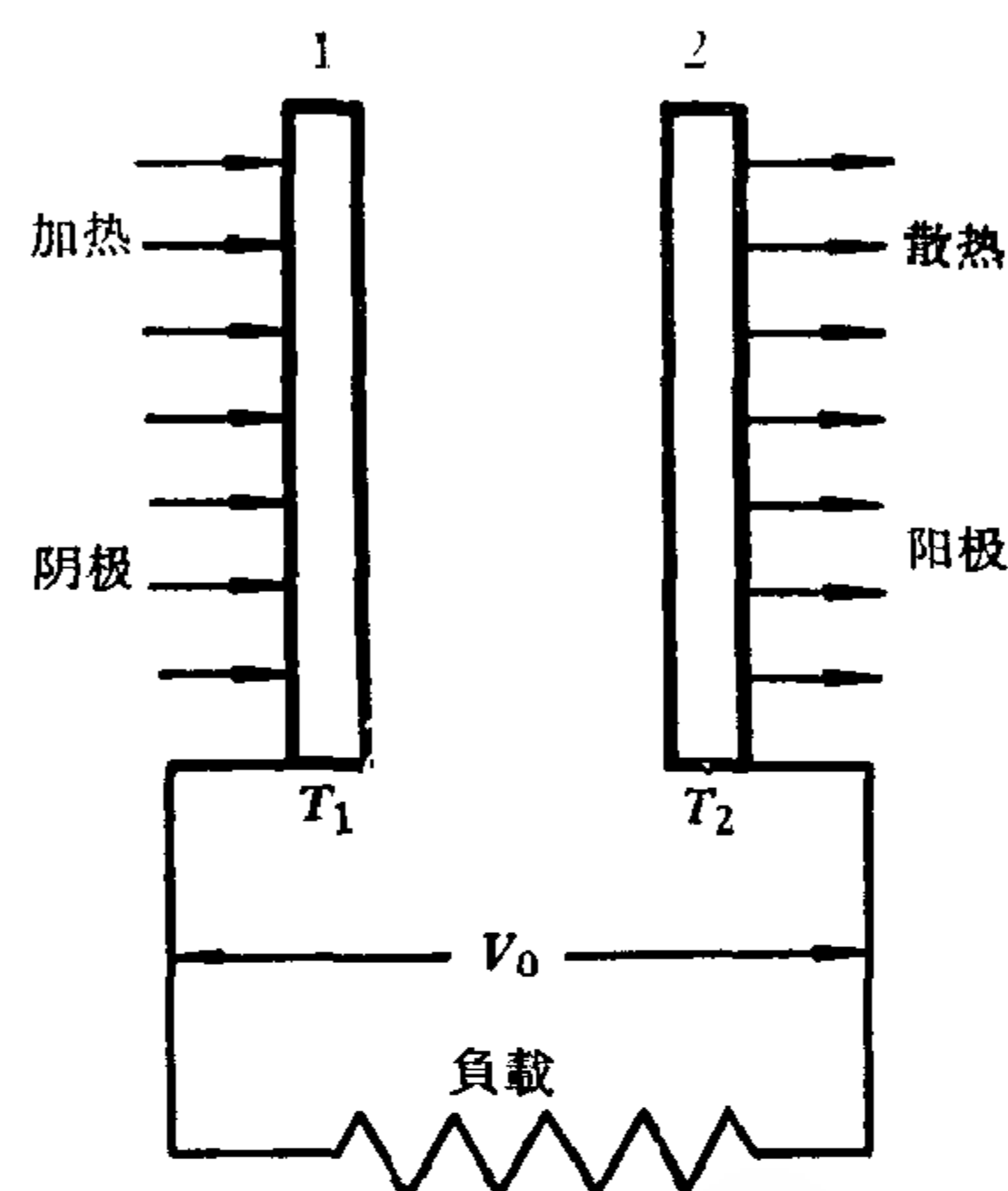


图 13.14 二极管热电子发电机原理图

表 13.5 各种物质表面的发射热电子性能

物 质	A (安培/厘米 ² /°K)	ϕ (伏)	ϕ/k (°K)
钨	60	4.52	52,400
含钍的钨(Th-W)	3	2.63	30,500
氧化钡、锶(BaO-SrO)	0.01	1.04	12,000
钼(Mo)	55	4.15	48,100
铂(Pt)	17,000	6.26	72,500
镍(Ni)	1380	5.03	58,300
钽(Ta)	60	4.07	47,200

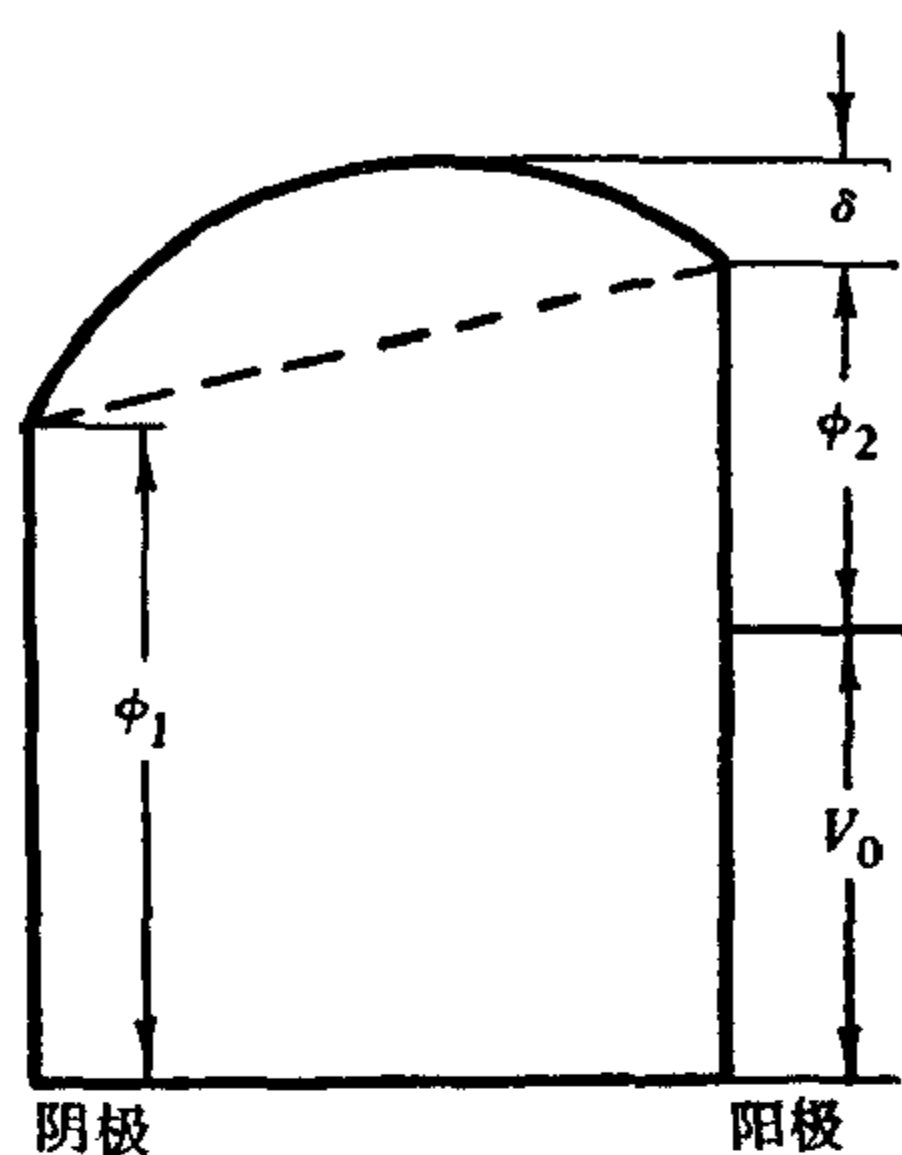


图 13.15 二极管电势分布图

热电子发电机阴极与阳极之间的电势分布可以用图 13.15 来表示。其中 V_0 为外部负荷的电压； δ 为空间电荷所产生的电势。空间电势就是在从阴极到阳极的空间，由于电流而布满了电子，这些电子排斥其他电子从阴极或阳极发射出来，其效果等于一个电势 δ 。我们可以看到：由于空间电荷垒的作用，真正能从阴极到达阳极的电子必须克服 $\delta + \phi_2 + V_0 - \phi_1$ 的电势，而具有这么大能量的电子为总电流的 $e^{-(\delta + \phi_2 + V_0 - \phi_1)/kT_1}$ 倍，故阴极发射的电流密度为：

$$\begin{aligned} I_{1-2} &= A_1 T_1^2 e^{-\phi_1/kT_1} \cdot e^{-(\delta + \phi_2 + V_0 - \phi_1)/kT_1}, \\ &= A_1 T_1^2 e^{-\delta/kT_1} \cdot e^{-\phi_2/kT_1} \cdot e^{-V_0/kT_1}. \end{aligned} \quad (13.5)$$

而相类似的可以写出阳极发射的电流密度为：

$$I_{2-1} = A_2 T_2^2 e^{-\phi_2/kT_2} \cdot e^{-\delta/kT_2}. \quad (13.6)$$

所以净电流为：

$$\begin{aligned} I_0 &= I_{1-2} - I_{2-1} = A_1 T_1^2 e^{-\phi_2/kT_1} \cdot e^{-\delta/kT_1} \cdot e^{-V_0/kT_1} \\ &\quad - A_2 T_2^2 e^{-\phi_2/kT_2} \cdot e^{-\delta/kT_2}. \end{aligned} \quad (13.7)$$

我们看到电流 I_0 与 ϕ_1 无关，初看起来这好象是一个出人意料的结果，但我们要记住这里有一个条件，即 $\delta + \phi_2 + V_0 > \phi_1$ 。当外部接头所损耗的功率为 P_1 时，则有效功率为：

$$P_0 = I_0 V_0 - P_1. \quad (13.8)$$

从以上的公式可以看出：要得到较高的有效功率，必须使净电流 I_0 加大，因此，就要选择高功函数的金属作为阴极，而低功函数的金属作为阳极。功率转换效率主要取决于材料的性能：如功函数 ϕ 、电子发射常数 A 、电子发射率等以及设备的工作温度。其工作的温度受到阴极材料熔点和蒸发度的限制。因此，为了提高电子发射效率，目前看来比较好的板极材料是做成氧化物阴极。即是以金属钨或钼为基底，在表面涂一层碱土金属的氧化物，如氧化钡 (BaO)、氧化锶 (SrO) 及氧化钙 (CaO) 等，这样的阴极就变成热电子发射相当丰富的源泉。研究的结果证明：氧化钡的发射性能是最好的，而以氧化钡与碱土金属族的金属氧化物的混合物的发射性能更好。因此，一般氧化物涂层几乎总是用氧化钡加氧化锶或者氧化锶加氧化钙做成。在制备阴极时，用这些金属的碳酸盐 $(\text{Ba}, \text{Sr})\text{CO}_3$ 或 $(\text{Sr}, \text{Ca})\text{CO}_3$ 的细小晶粒，在一种粘结物质中形成悬浊液，然后涂敷在基底上，当阴极被加热时，碳酸盐就被分解成氧化物，

而分解出的 CO_2 由泵抽走,形成其真空。一般涂层的厚度在 30—200 微米。

热电子发射在作为电真空管使用时,效率问题不是很重要的因素,而在作为能源的二极管中就应该考虑效率问题;虽然,效率不是功率转换器的唯一参数,但也是重要的参数之一,因为效率的高低直接影响着热电子发电机的应用范围。其效率是指所获得的负载功率与总的热输入的比值,而效率的高低与空间电荷电势 δ 有关, δ 越小越好。而要 δ 小必须减少两个板极之间的距离,这样我们就能在一定电流下,减少两极之间的电子数或总电荷,所以也就减少了 δ 。如实验型的热电子发射装置,所使用的板极间的距离为 $y=0.001$ 厘米即 10 微米。这时,当 $T_1=1540^\circ\text{K}$, $T_2=800^\circ\text{K}$, 用在阴极表面涂上一层钨、钙、锶的氧化物的钨极,输出电压 $V_0=0.6$ 伏,其热效率可以达到约 13%,而每平方厘米的阴极发射表面面积的功率约为 0.6 瓦,即 6 瓩/米²。

但是,要求电极之间距离这样小,在具体的工程设计上存在较大的困难。在工程设计上希望电极之间的距离大一些为好,但这样因为空间电荷的蓄积,会使设备的效率降低。为了克服这种限制,目前在研究过程中使用了下列的几种办法:第一个办法是应用等离子二极管。就是在两板极间不完全是真空,引入正离子以中和空间电荷中的电子排斥作用。通常使用铯的蒸汽,当铯原子碰到热阴极板时,就会离解,这时空间不但有电子,同时还有铯的正离子存在,以中和了空间电荷的作用。曾经有人做过实验,其结果两板极间的距离可以提高到 0.5 厘米,其热效率可达约 15%,因此,用引入正离子的办法来提高板距和效率是比较有效的。

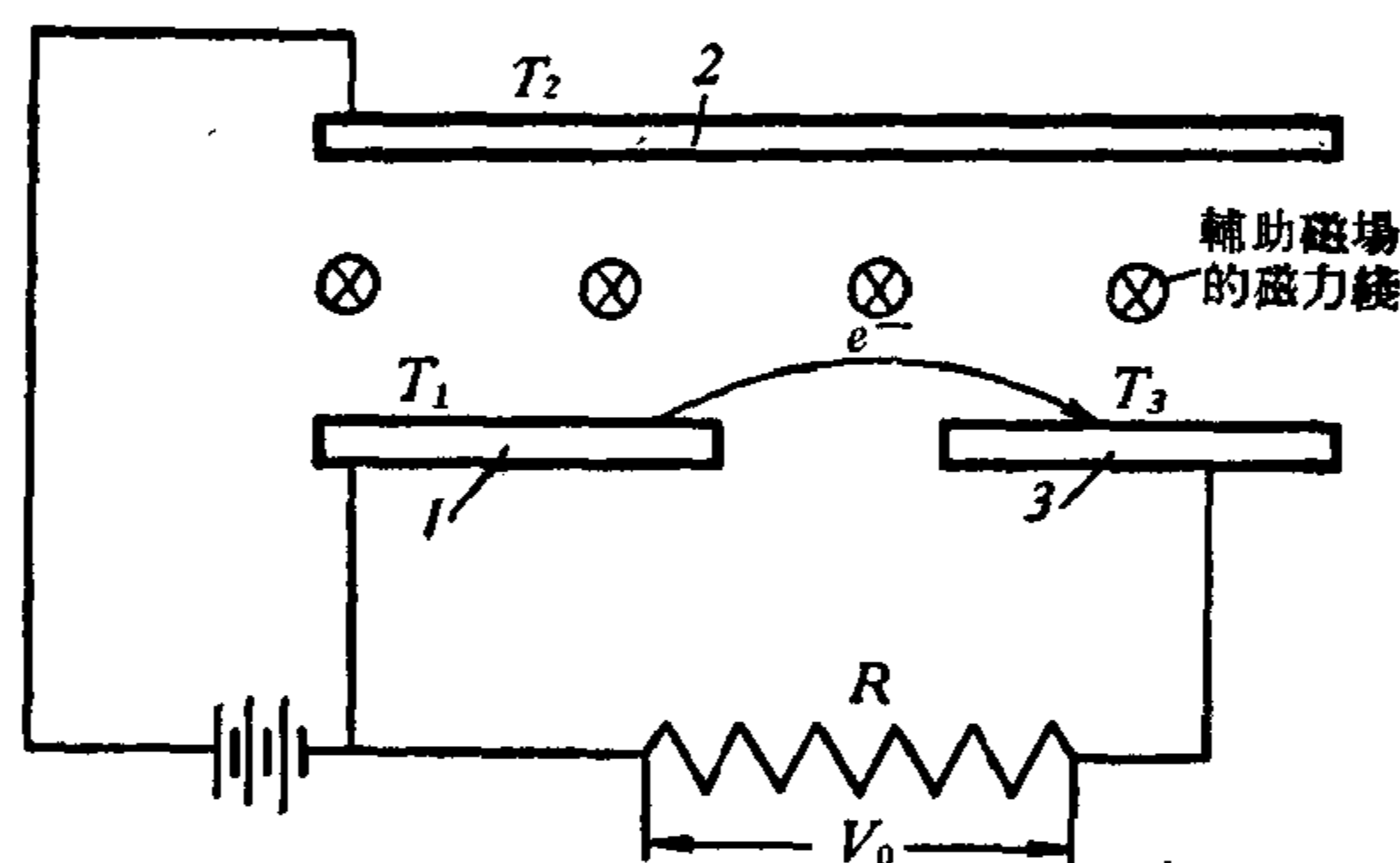


图 13.16 磁三极管热电子发电机原理图

1——发射板; 2——加速板; 3——搜集板。

第二个办法是使用辅助磁场来引导电子,加速电子从阴极到阳极,其作用可参看图 13.16。根据理论分析的结果,其效率可以达到 45%,功率可达到 50 瓩/米²(阴极)。

§ 13.7 电磁流体发电机

电磁流体发电机也是直接将热能变成电能的另一种可能的方式。它是利用了导电流体同磁场及电场的相互作用将流体的动能变成电能。目前认为,利用电磁流体发电装置是可以提供较丰富的电力。它可以发出直流电也可以发出交流电。要获得交流电能,可以采用交变磁场或使用脉冲式的流体流动,以及在电极和磁场之间保持

一定的相对运动。如果采用固定磁場,則就发出直流电。工作流体是导电的气体;所謂导电的气体是包含有一定数目的自由电子及数目相等的正离子的气体,它不同于一般气体,是导电的。一种最直接使气体变为导体的方法是加热,使气体电离,形成正离子和自由电子。但充分电离,气体所需要达到的温度一般在一万度以上,这样高的温度已經超过了当前所知材料所能承受的限度。但是,当气体中加入很小浓度的低电离电势的物质时,电导率便会有較大的增高。适宜加入的物质有碱金属如鈉(电离势为 5.14 电子伏)、鉀(电离势为 4.33 电子伏)、銣(电离势为 3.88 电子伏)等。加入了碱金属之后,气体可以在低于 2000°C 以下达到合适的电导率,这样就提高了电磁流体发电机实际应用的可能性。

电磁流体发电机的工作过程是:首先是能量从热源中轉移到工作流体。热源可以是化学燃料,也可以是核子反应堆,在可能时也可以使用太阳能。同时,流体内的部分分子因高热而电离,然后流体的内能絕热地变换为动能。它以超声速的热电离气体

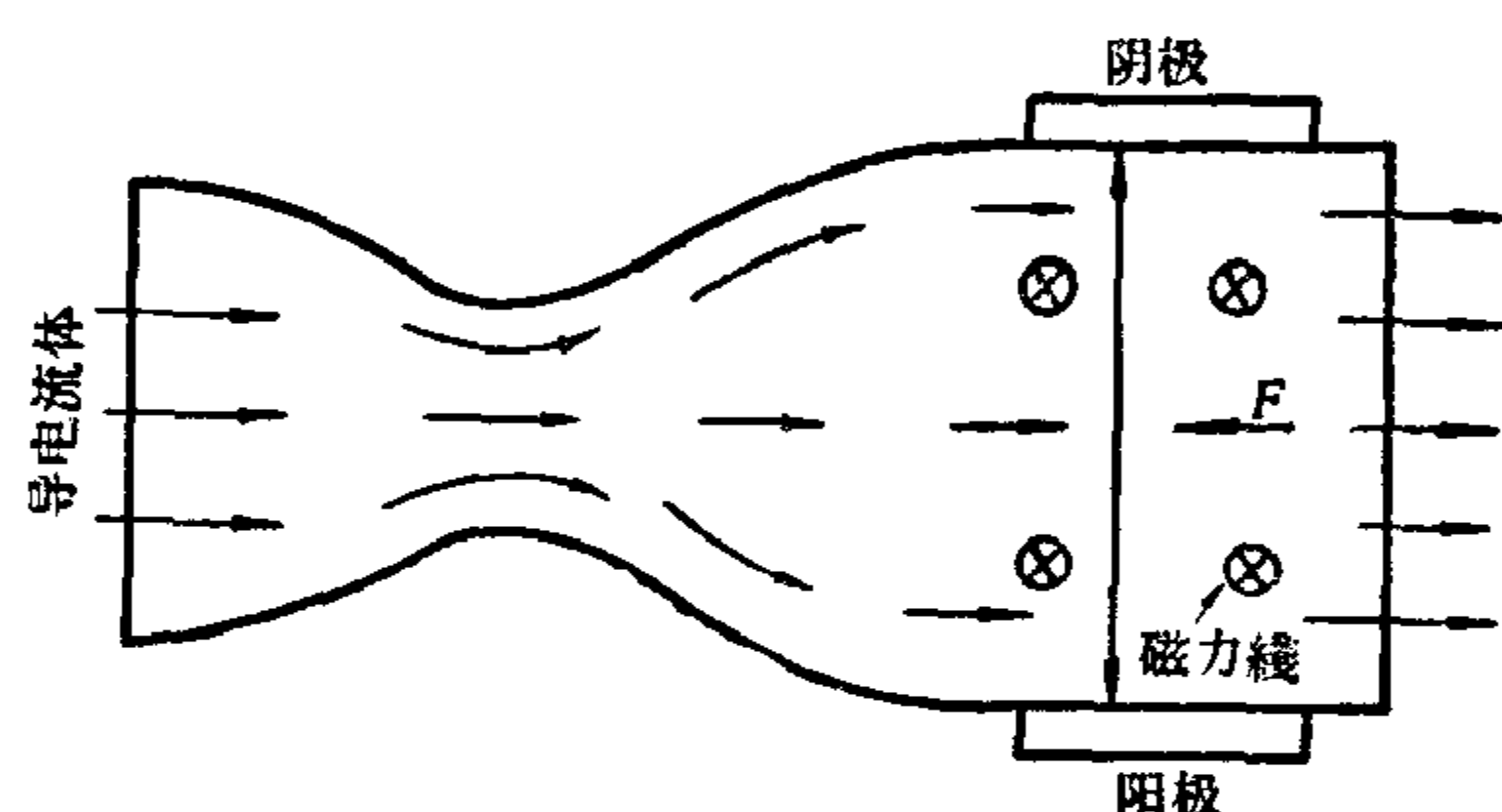


图 13.17 直流电磁流体发电机原理图

穿过磁場,其磁場的方向是与气流垂直;对于直流电机就是定向磁場,见图 13.17,磁力綫垂直于图面,方向是穿入紙面。当气体穿过与气流接触的电极时,电极間通过外負荷的电流就从上到下流过气流,这样就产生了电磁作用力 F 。根据左手定則,作用力 F 是減低气体的速度,

这也就是说把气体的动能变成通过外部負載的电能。电磁流体发电机的开路电压直接与磁場密度、气体速度和电极間的距离成正比。根据研究的結果,电磁流体发电机的效率可以达到 20%,而每立方米磁場体积的功率为 200,000 瓩。

电磁流体发电机的主要工作特点是排气温度高,在发电机的进出口的温度差要尽可能小,才能保持气体的电导率。其排出的气体可以考虑作为高温热气的預热或者进入汽輪机和蒸汽动力装置中。其次一个特点是,为了保持有合理的设备长度,工作压力不能太高;低压的气体容易电离,气体温度可以降低些,这使得解决材料的问题变得容易解决了。主要的問題是电极的烧損和腐蝕,因电极必須直接暴露在热气流中,同时,因需要发射电子而不得冷却。所以,对电磁流体发电机所使用的材料必須进一步研究,加以改进,使能更好的耐高温,并要考虑到突然的温度变化及与碱性金属的化学作用。必須研究出新的制造与設計方法来制造耐久的陶器零件以替代一般金属制成的零件。必須使电极能耐高温和化学侵蝕,同时必須是良好的导体。

第十四章 星际航行进一步发展的几个問題

§ 14.1 卫星式星际航行站

任何事物的开始总是比較簡陋的,只有在不断发展的过程中才逐漸完善,逐漸形成一整套复杂而又有机地結合着的体系。就以交通工具为例,第一次开动的火車并没有什么火車站,也没有什么加水、加煤的設備,更没有修配厂、管理机构和行車信号。这些看来是铁路系統必需的組成部分,实际上是逐漸发展起来的。飞机作为交通工具也是如此,在民用航空建立起来的初期,那里有什么今天我們所习惯看到的飞机場、气象站、通訊网,这些也都是后来逐步增加的,逐漸才形成今天庞大而又复杂的民用航空体系。星际航行事业也自然不会例外。尽管从表面上看来似乎今天的星际航行工具象多級运载火箭、星际飞船、星际航行場、发射場、通訊系統等,好象已經很复杂了,但如果比起将来的星际航行总体系,肯定会显得非常簡單,很簡陋。在这最后一章里,我們想談一談将来星际航行体系中的可能組成部分,讓我們展望它的前景。

我們在第八章中已經講到在人造地球卫星上发射星际飞船的好处:对制导系統的要求比較容易滿足。在人造地球卫星軌道上起飞的另一个好处是:我們可以使用低推力高比冲的电火箭发动机来推动星际飞船,从而取得更高的有效負載,这在第六章和第七章中都已談到。我們可以把这个概念更发展一步,讓我們在人造地球卫星軌道上建立一个星际航行站,也就是一个巨型卫星。从地球表面到这个卫星式星际航行站有运载火箭不断来往,把物資和人員送到星际航行站上去,也把人員送回地面。在星际航行站上,我們利用从地面上送来的部件来装配和調整星际飞船,也可以利用最后一級运载火箭的空壳改制星际飞船。就这样我們可以充分利用已經送到卫星軌道上的物质;而不象現在那样,运载火箭的空壳放在軌道上不加利用,最后让它墮入大气层而烧毁。最后一級运载火箭的空壳往往等于有效負載的重量,或甚至大于有效負載的重量,所以利用卫星式星际航行站的改装能力,我們就能大大地提高实际的有效負載重量,也就是大大地提高运载的效率。例如第七章表 7.3 中所講的原子火箭,起飞重量为 683 吨那个运载火箭,如果我們能利用空壳的 50%,即 51.2 吨,那么实际的有效負載就不光是原先的 34.5 吨,而是 34.5 吨加 51.2 吨,即 85.7 吨,提高了 148%。

自然,能够制造、装配、調整和发射星际飞船的卫星式星际航行站不会太小,估計也得上千吨的重量,簡直是一个太空中的島屿。这样重的航行站,如果用一个非常庞大的运載火箭把它一次送上軌道,是很不上算的。因此,它将是一部分、一部分地用較小的运載火箭送上去,然后在軌道上装配起来。如果每次能送上 50 吨,那将要 20 次

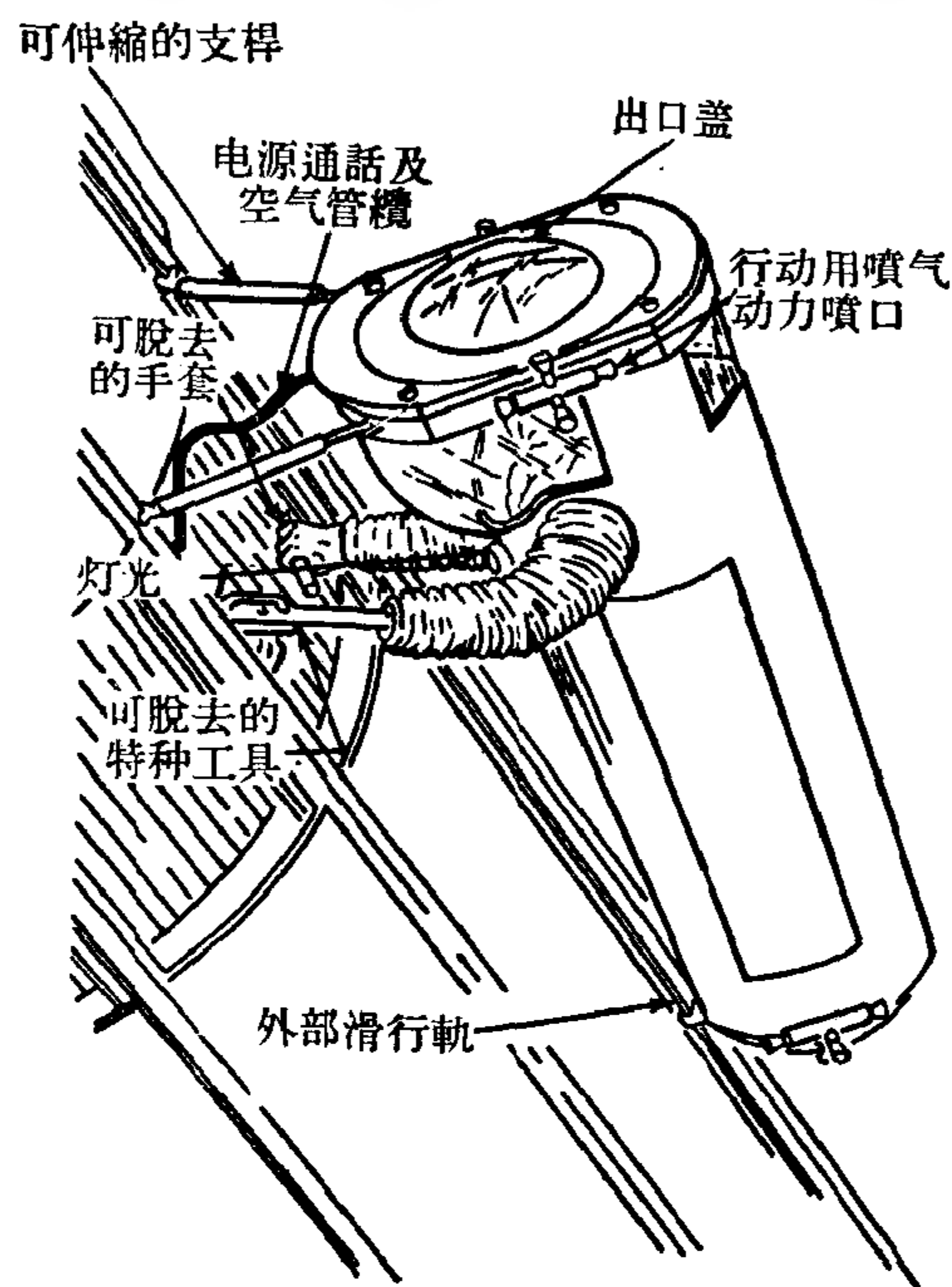


图 14.1 在卫星軌道上的工作人員

的飞行才能送上去一万吨;所以建立一个卫星式星际航行站本身也是一項大工程。不但如此,我們还得把每次送上去的部件聚集在一处,这就要求发射的精度高。要在太空中进行部件的組合,自然还是要人来做,那将是史无前例的高空作业!这又需要特殊的密閉工作服及一套特殊工具(見图 14.1)。卫星式星际航行站既然比較大,那我們就可以用第十二章图 12.6 那种設計,制造人工重力場,使工作人員生活更加舒适。星际航行站也可以装上大型无綫电天綫,那就可以象第九章所說的那樣,避开地面热輻射所产生的噪声干扰,从而提高通訊效率。星际航行站自然也有它自己的电站、車間、維修部門,也可以在上面利用

日光种些作物,形成象第十二章所講的那种密閉的生态学系統,至少使一部分工作人員的食物、水和氧气自給。

問題是这样一個高效能的卫星式星际航行站該选用什么高度。自然高度不宜低,低了大气的阻力将太大。但从我們現在对地球附近輻射带的了解,看来从 300 公里高到 6000 公里高这一区域是不相宜的,那里有內輻射带的高能質子,星际航行站要多次通过这个区域会带来严重的防輻射問題。比 6000 公里高的卫星軌道虽然沒有多大防輻射的問題,但是軌道高度又太高了些,不容易把东西送上去;而且每次来往都容易在中途碰到內輻射带,也会带来防輻射的問題。所以从这个情况看来,将来卫星式星际航行站的軌道高度應該比 300 公里略小,即刚刚在內輻射带下面。在这个軌道的高度,一方面沒有強烈的放射性輻射,比較安全;而另一方面也离地球表面比較近,容易上下,但用这样低的軌道也带来另外的一个問題:大气的密度还不够小,

大气的阻力会使星际航行站逐渐下降。为了解决这个问题，我们必需在星际航行站上装上一架推力为几克的小发动机来抵消大气的阻力；最合适的发动机将是离子火箭发动机（见第七章 § 7.4）。估计离子火箭发动机的电源约为几瓩，看来可以用太阳光为能源发电，或者直接从星际航行站的电站取电。我们也可以把抵消大气阻力的措施同星际航行站的方位稳定系统结合起来考虑，用几个离子火箭发动机来形成一个轨道及方位稳定的系统。

当月球勘探工作做到一定的程度，我们就可以在月球上建立工业，从而能用月球上的资源来生产星际航行所必需的物资。到那时候，我们就可以充分利用月球重力场小、容易起飞和降落的优点，把月球变成我们的星际航行站，作为我们在太阳系中旅行的基地。自然，月球离地球有三十几万公里，地球月球之间的交通必需搞好，这可以用两种工具：一是载人的往返火箭，为了不使旅行时间过长，将采用大推力的化学火箭发动机或原子火箭发动机。另一种是运货的火箭，飞行时间可以长些也无妨，将采用小推力、高比冲的离子火箭发动机，以提高有效负载的比例（见第七章，表 7.3）。小推力的离子火箭是不能直接从地球表面起飞的，所以上几节中所讲的人造地球卫星式的星际航行站还是需要的，它主要是往返月球的站。这就象我们现在要坐火车，我们要先步行到公共汽车站或电车站，坐公共汽车或电车到火车站，然后才能坐火车旅行。将来的人造卫星式（轨道高度为约 300 公里）星际航行站就好象公共汽车站或电车站；月球站才是太阳系的星际航行站，就好象今天的火车站。

以上所说的是在地球附近的卫星式星际航行站，火星和金星的情况同地球有些相似，都有大气，所以将来我们也将因为同一理由，在火星和金星附近建立火星或金星的人造卫星式星际航行站。

在我们建立起卫星式星际航行站以后，是不是不论往返地球和火星或金星之间都必定经过这些中间站呢？那也不一定，要看情况：如果我们的星际飞船用的是小推力的离子火箭发动机，那就只有从卫星式星际航行站起飞和降落到卫星式星际航行站才行。如果我们的星际飞船是用大推力的化学火箭，那么最好是利用地球、火星或金星的大气阻力，象第十章 § 10.6 所说的那样，直接降落到地球、火星或金星的表面，这样可以节省推进剂，提高运载效率。如果星际飞船用的是原子火箭发动机，直接降落或者经过中间的卫星式星际航行站，何者较好，要看原子反应堆的重量。如果反应堆比较重，直接降落固然可以省些推进剂（液氢），但以后如果再一次要用这个飞船，又得把比较重的反应堆连同飞船送回卫星式星际航行站上去，并不一定合算。其实同样的推论也可以用在离子火箭式的星际飞船。离子火箭发动机系统比原子火箭还

重些,所以并不是不能直接降落到地球或星球表面,而是考虑到在下一次飞行前还得把它送回卫星轨道上去,得不偿失,不合算。因此,采用什么航行过程也是一个经济问题,一定要全面地考虑了星际航行体系的全面运转情况以后,通盘筹划,才能决定。星际航行的调度工作不会是一件简单的事情。

§ 14.2 运载火箭的海面发射

从我们在第四章里所介绍的陆地星际航行站的情况可以看出,那是多么复杂的一个组织。发射运载火箭尤其是一件复杂而繁重的工作,当将来运载火箭重量和体积增加了之后更是如此:庞大的空火箭,即便重量不算太大,但体积却大到无法在铁路上运输,而在公路上运输也会堵塞交通,很不方便;到了发射场竖起来又需要巨大的塔架,而塔架在发射的时刻又得移开;运载火箭的下面几级,燃烧終了后会掉回地面,因此为了避免掉入居民区又必需限制发射的方向。这一些麻烦如果改用水面或海面发射就大部分解决了。运输可以直接用水道,一个几十吨甚至几百吨的巨型火箭,对一艘几千吨以至上万吨的船来说,在水中摆布它就不十分困难。发射场可以容易地远离居民点,不需要构筑发射场地,而且勤务船只的疏散不象车辆那样会受到道路的限制,故发射时比较安全;一旦发生事故,造成的损失也较轻,而且海面活动范围广,可以从任何地点向任意方向发射。在水中运输和竖起过程中,因为有海水的浮力作用在火箭上,所以火箭结构所受的应力比在地面要小;火箭越大,越重,这个特点表现得越突出。在海上,运输和竖起工作几乎没有长度的限制,更容易发射多级火箭。

当然也不是都是优点,没有缺点:海面发射运载火箭就得把火箭的大部分泡在海水里,这就首先要将火箭的各部分密封起来,不让海水进入火箭本体。但象发动机喷管口那些地方又得使点火后,火焰迅速冲破密封,以免发动机燃烧室的压力过大。海水一般对结构的表面有腐蚀性,因此必须加涂料或塑料包复层,而用塑料包复层的话,又得在发射的瞬间脱去。如果液氧或液氢箱部分裸露而泡在水中,那又会在箱外结厚冰,大大增加火箭的起飞重量;所以在这样情况下又必需在液氧或液氢箱外部加一个绝热套,在发射的瞬间脱去。电线也经不起海水的侵蚀,也要采取防护措施。此外,因为在竖起后火箭大部分是在水面以下,这就为检查和测试水面以下的各级及部位造成困难。潜水员也解决不了什么问题,因为如上所述,火箭对海水必需密封,不能让潜水员打开密封。这个问题最难解决,将来可能把检查和测试工作预先作好,竖起后就不再要人直接去接触水中的部位。

如果运载火箭是固体推进剂的火箭,那么火箭整体的比重较海水大,比重在 1.0

到 1.4 之間。因此为了使火箭浮在水面，我們就得在火箭的頂部安装輕質材料做的浮子，使火箭加上浮子后的平均比重稍小于海水，同时造成头輕尾重的形势，火箭就能自然直立于水中。自然也可以不用浮子而用輕質材料制成的套子，套在火箭上部（见图 14.2）。

在海面发射火箭也要考虑波浪的作用：波浪会使竖在水中的火箭摇摆，但是进一步的研究就发现波浪的运动主要是在水面附近，在深水中由波浪所引起的水的运动是大大地减小了，因此只要波浪不太大，波浪不会摆动火箭多少。而在火箭一出水面，火箭本身的飞行稳定装置就会起正常作用，消除任何摆动。另一方面，水中发射的机理比陆地上发射要复杂得多：第一，火箭放在水里要受到一个向上托的浮力，这个效应有点象陆上发射时把火箭放在弹簧上那样，使火箭的初始加速度增大。第二，在出水的瞬间，火箭表面附有一层水，增加了起飞重量，而且火箭在水中运动的阻力比空气中大；这都有减小加速度的作用。第三，发动机的燃气受到周围海水的阻碍，不能很痛快地排出；或者

說发动机噴管的出口周围压力（第二章中的 p_a ）比在地面上的数值要大些，例如在水下 10 米处，周围压力就是 2 大气压，而不是地面上的 1 大气压。这就使得推力有些减小[見公式 (2.4)]。最后由于水的惯性，在不同深度，弹体上承受有大小不同的压力，尾噴管塞子上的压力最大。若点火后，噴管塞子打开時間稍早，或燃烧室压力上升不够快，水被推开后又会涌回来，可能造成燃烧室悶气的現象。

以上所說的問題都需要进一步研究并考虑对策。但是从現有的資料来看，海面发射巨型运載火箭优点还是較多的，是一个将来发展的方向；到那时候辽阔的海面就成为通向星际空間的港口。

§ 14.3 运載火箭的回收

如果我們在将来建立起象 § 14.1 中所說的星际航行体系，那么从地球表面到卫

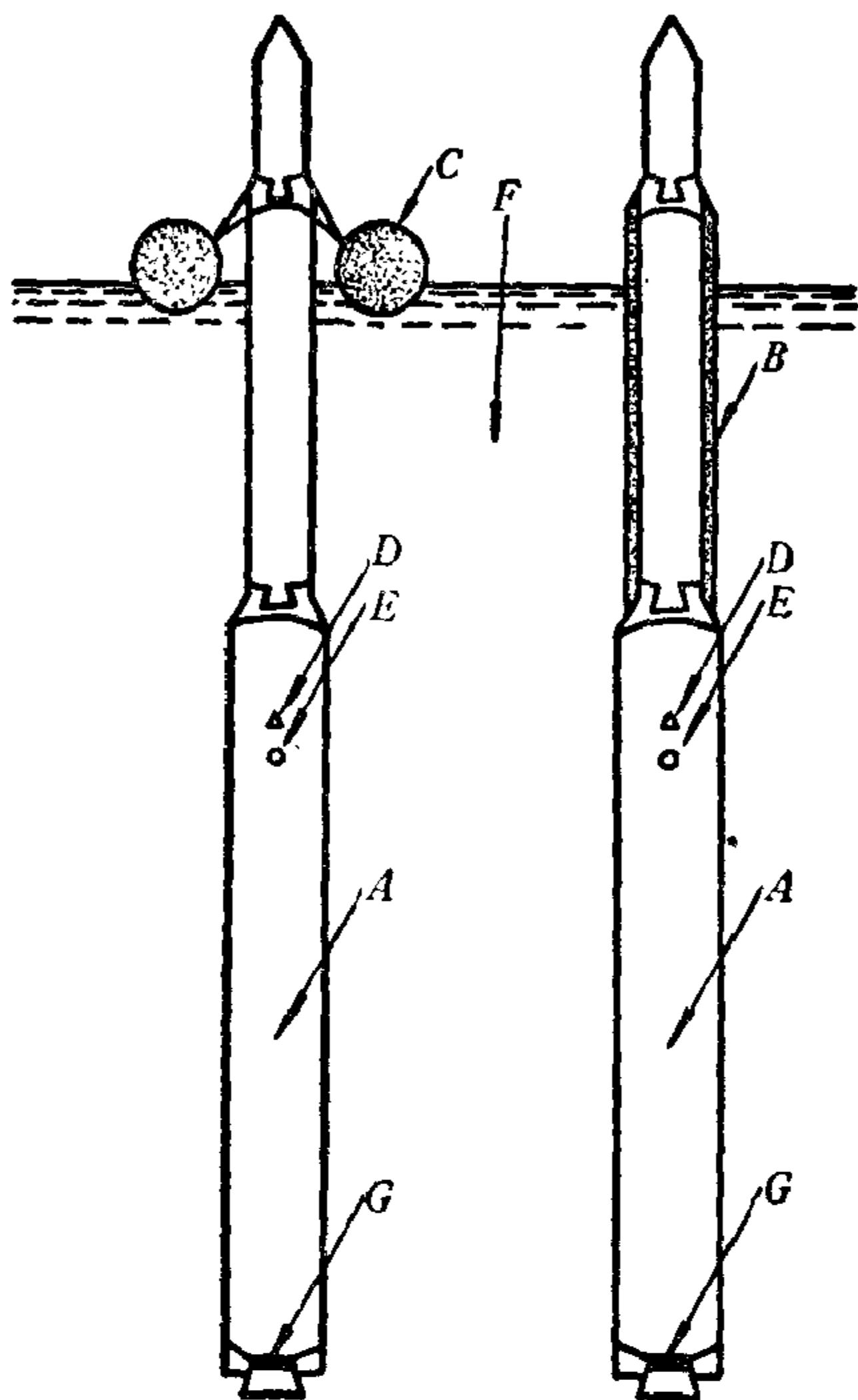


图 14.2 水面发射时用的漂浮装置

A——火箭本体； B——浮套； C——浮圈； D——浮力中心； E——重心； F——水； G——底塞。

星式星际航行站之间的交通将是十分频繁的;而也正是这一段飞行需要大推力的、价格高昂的运载火箭。但分析每次飞行的成本,我们发现贵是贵在运载火箭的发动机、结构和控制系統,也就是占起飞重量 10% 以下的那一部分空火箭;占起飞重量绝大部分的是推进剂,它却比较便宜。每次飞行实际消耗的是比较便宜的推进剂,而比较贵的空火箭却白白扔掉。在今天星际航行的初始試驗阶段,飞行次数很少,这样做还可以,但将来也这样做就是浪费。所以我们应该想办法把空的运载火箭收回来,多次使用。这对庞大的第一级运载火箭或装有贵重的原子反应堆的原子火箭尤其合算。当然,收回来的空运载火箭总会有些损坏,需要把它清洗和修补好,有些超过了它寿命的部件和零件要换上新的,然后整个火箭体系还要经过测试,验证火箭的性能。这和今天飞机在每次飞行完毕后所进行的一連串维修工作没有性质上的差异。维修好了的空火箭可以入库保存,再用的时候加入推进剂及作好其他准备工作就能再次发射。

当然,要从不能回收的运载火箭做到能回收的运载火箭也并不是一件简单的事情。首先我们必须把运载火箭的结构加强些,使它能经得起落地时,或落到水面时的冲击,这也会增加一些结构重量。而更困难的问题是如何使空火箭能安全地减小速度并落到地球表面上来。如果是第一级运载火箭,那么因为它的飞行速度不会很大,还不会因为空气磨擦而产生过高的温度。如果是第二级运载火箭,它再入空气层的速度就比较大,结构表面温度就会高一些。但是空火箭毕竟比较轻,空气阻力会较快地降低其速度,等落入稠密大气层时,速度已经降低了,不致在下落过程中出现太高的温度。最困难的是原子运载火箭,因为它下落时的初速大,可以大到接近第一宇宙速度,而且原子火箭装有原子反应堆,空火箭又比较重,会在下落过程中出现高温。所以回收原子运载火箭的问题看来必须作为另一个问题来处理。我们在以下将针对化学推进剂的运载火箭的回收略加阐述。

为了降低空火箭的速度我们容易想到的办法是利用航空降落伞。美国的“土星”运载火箭就想用这个办法:这个第一级空火箭初始下降速度相当于四倍半声速,但由于空火箭体积很大,空气阻力比较大,另一方面空火箭质量较小,所以减速度大,飞行速度很快就降到相当于一至一倍半声速。如果不用其他措施,速度所引起的空气阻力将与重力相平衡,空火箭下落的速度将维持在这个数值。为了进一步降低下落速度,设计采用了三项措施:第一是收藏在空火箭上的一个小的带条组成的降落伞,也就是伞面由带条组成,带条间的空隙可以过空气。它先打开,由于伞面可以部分地透气,在高速气流中打开时的冲击较小。这个伞把火箭下落速度从一至一倍半声速降

到 0.7 倍声速。第一项措施是带在火箭上的三个直径为 32 米的大降落伞,它们在上述小带条伞打开之后,速度初步减少后再打开。大降落伞终于把空火箭下降速度减到 24 至 27 米/秒。但是这个速度还是太大,所以又加上第三项措施:当空火箭降到离地球表面约 30 米时,开动几个固体推进剂的制动火箭(见图 4.5),在制动火箭燃烧完了时,刚好接触地面或水面,而接触速度几乎是零;接触冲击力很轻小,空火箭的结构不致受震动而有损伤。“土星”实际上是准备降落在海面上的,降落后用特制的浮船坞把空火箭运回维修基地。

另一种类型的回收设计利用氦气球,这是结合液氦液氧发动机的运载火箭而想出来的办法,它用剩在液氦箱的氦来把带在空火箭上的气球充上氦气,气球在地面时的升力刚好略小于空火箭的重量,气球同空火箭缓缓下降到地面,也可以安全回收空火箭。美国喷气通用公司所设计而尚未制造的“宇宙”运载火箭就属于这一种。它是一个起飞推力为 2,730 吨的液氦液氧火箭(见图 14.3),最大直径为 11.3 米,总长 45.6 米。其特点是返回到火箭发动机早期所用的挤压式输送推进剂的设计,液氦箱是一个约 11 米直径的大球,液氧箱也是一个直径约 8 米的球。用挤压式设计自然需要把推进剂箱作得坚固,以便承受高压,从而结构重量是 159 吨,比较重;但是也就是这样,空火箭才经得起回收过程中不可避免的一些冲击,所以本来落后的挤压式设计倒过来变成合理的设计了。“宇宙”运载火箭是运载火箭的第一级,当它燃烧終了而脱落时的重量是 200 吨,除了上述结构重量外,还有液氧箱中残余的 16.3 吨氧和液氦箱中残余的 25 吨氦。残余的氧可以排除,残余的氦正好用来充气球。如果用三个氦气球的话,气球直径约为

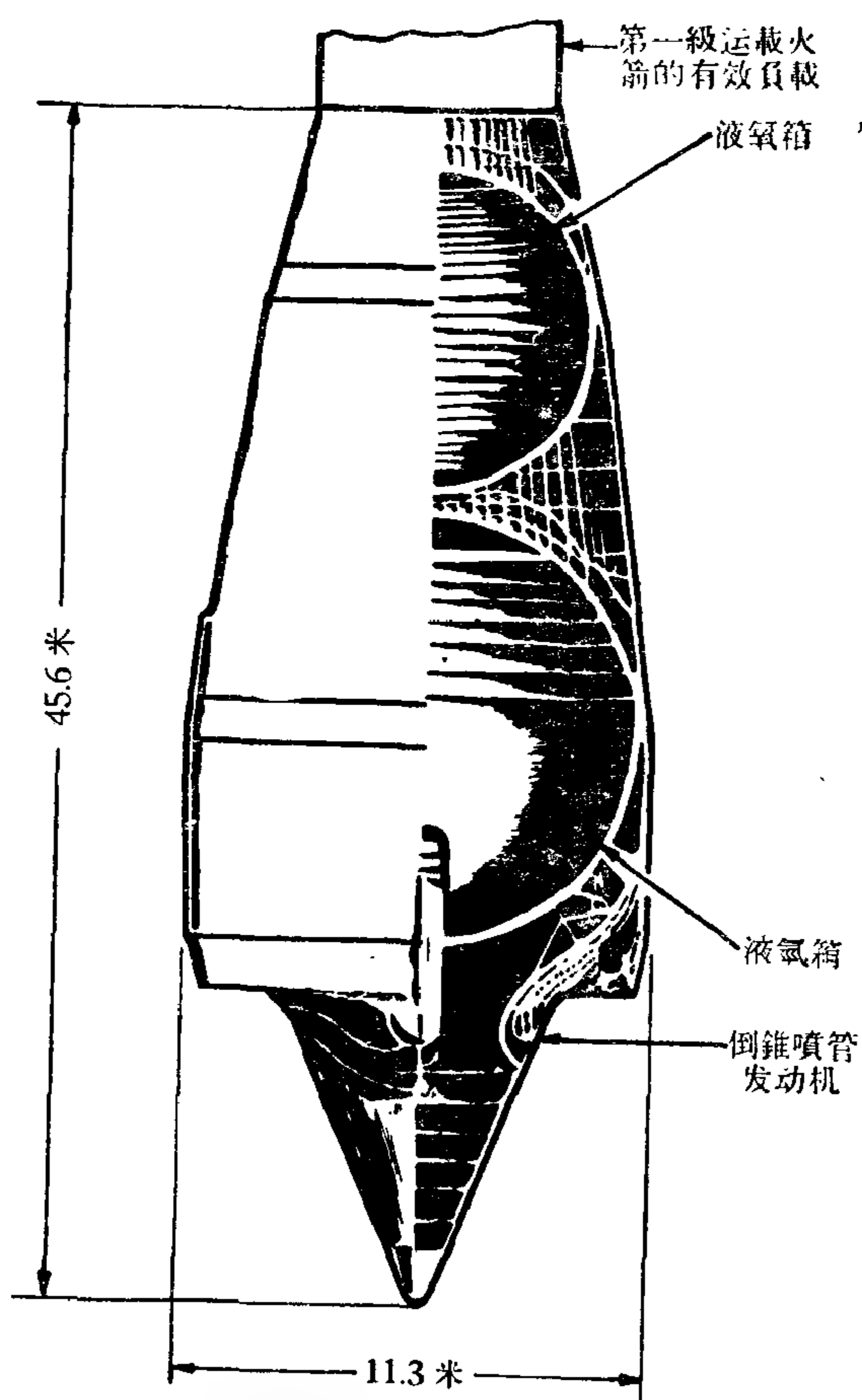


图 14.3 美国喷气通用公司所提出的第一级运载火箭“宇宙”,使用挤压式液氦及液氧推进剂系统和倒锥喷管火箭发动机,推力为 2,730 吨

50 米。

上述两种回收运载火箭的方法都比较简单,有丰富的经验可资参考,该是比较有把握的办法;但我们也可以去探求更有效的回收方法。有人因此想用各式各样的可折迭的翼面,先藏在空火箭内部,当空火箭落到稠密大气层时再从火箭中弹出,迎风张开,构成一个飞机样的东西;翼面产生升力,空火箭和翼面就滑翔到地面或水面。这里的问题是如何设计非常轻的折迭翼,要打开翼面时冲击力小,而翼面完全张开的时候又得产生较大的升力。翼面对滑行轨迹的相对方位也得有一定的控制,以便调节滑翔的道路和降低落地速度。这一系列的问题都需要进一步研究,是星际航行技术对航空技术提出的课题。

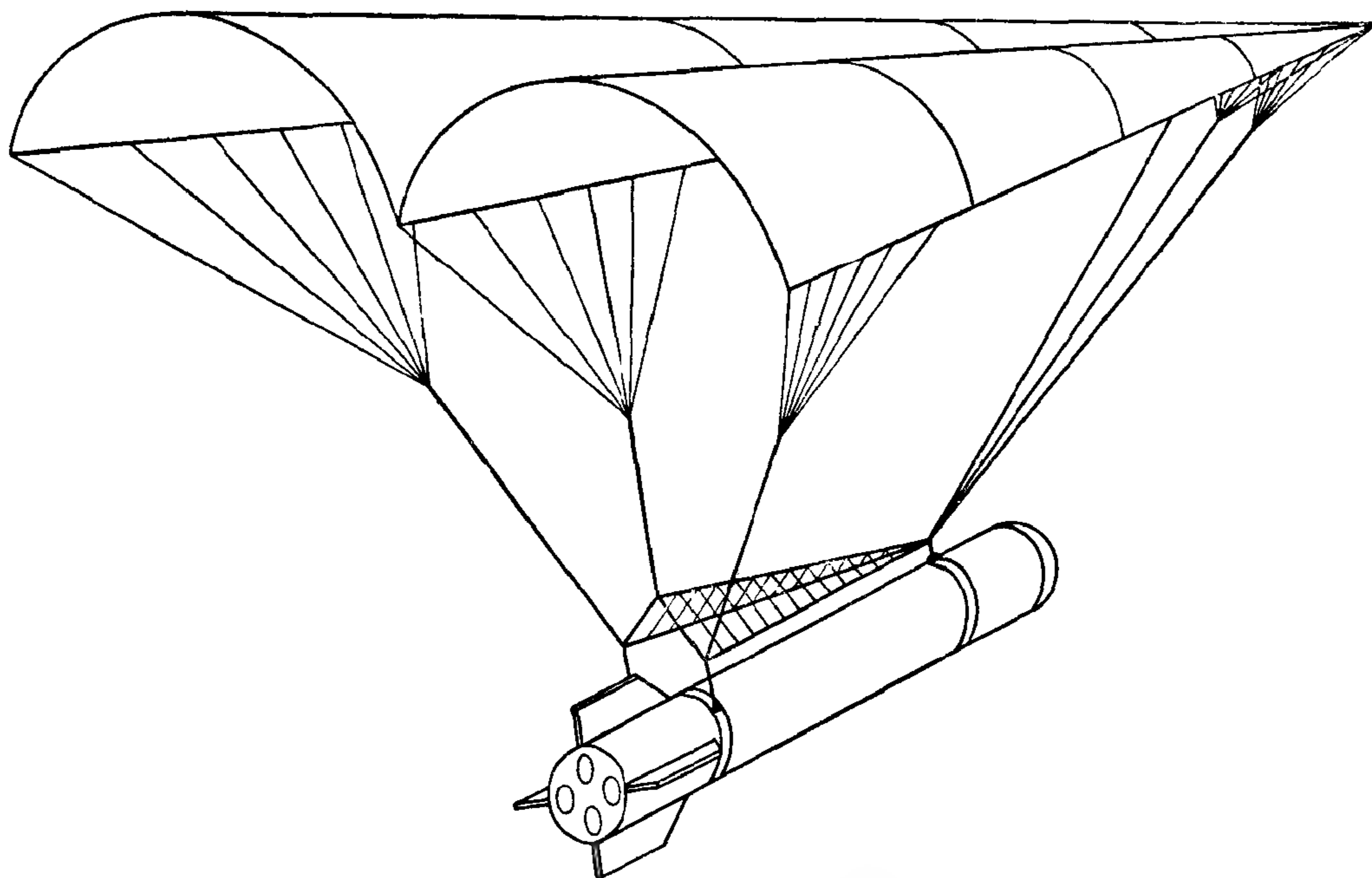


图 14.4 帆式三角翼回收装置

现在在这类回收方法中有人提出用帆式三角翼(图 14.4),翼面只有三根骨干,可以用轻金属制成,骨干在头部结在一起。张开后,骨干之间的塑料布就形成翼面。

§ 14.4 飞机用作运载工具

我们在前面已经提到回收原子运载火箭的问题。原子运载火箭的最大速度高,约等于第一宇宙速度,而且由于有了原子反应堆重量较大,所以用上节所说的几个回收办法会有困难。看来较好的方法是在火箭上装上固定的翼面,实际上成为火箭飞

机。在有负荷和推进剂(液氢)而从地面起飞的时候,整个火箭的重量很大,飞行速度又不太大,固定翼面所产生的空气动力相对地较小;等到火箭接近卫星轨道或停火点时,速度虽然很大,但高度也高,空气密度非常小,固定翼面所产生的空气动力也小,翼面对飞行不会有多大的影响。我们可以举第七章表 7.3 的第一例来分析:火箭起飞重量是 1,420 吨,回收时空火箭(连原子反应堆在内)重约 200 吨。所以固定翼面是为了 200 吨重的空火箭而设计的,而不是按起飞重量设计的,翼面比较小。但是空原子火箭再入大气层的时候会象第十章内所讲的那样遇到高温,我们必需有防护措施,不让空火箭烧坏;这就要采用第十章内所说的几种方法。为了维持翼面空气动力学所要求的正确形状,看来用第十章阐明的发散冷却法才行。

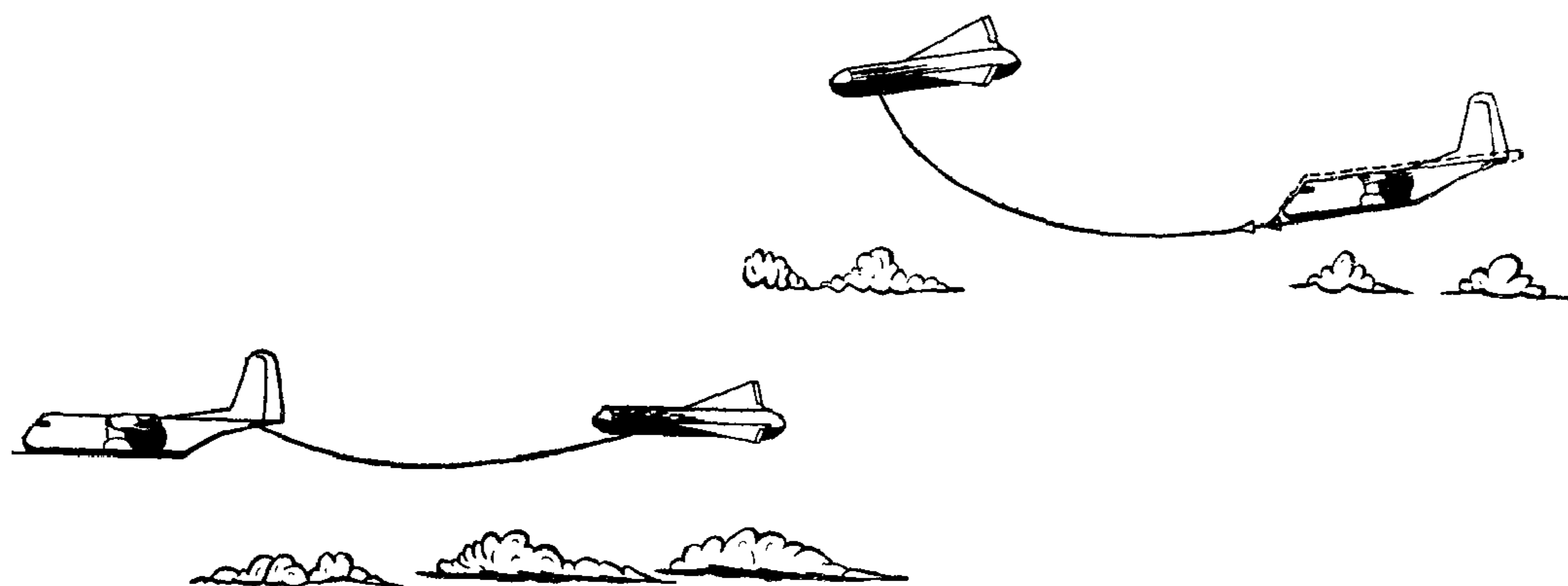


图 14.5 捕获有翼运载火箭的方法

有翼的空火箭在飞回地面的时候是架滑翔机,不能指定它准确地降落到一定的飞行场。但我们可以用另一架有动力的飞机作为空火箭的“拖轮”,用牵引钢索把空火箭捕获,拉到指定机场再降落。捕获的方法可以采用飞机空中加油的一套已经成熟的技术,从空火箭后方捉住它(图 14.5)。当然也还可以用另外一种办法,那就是在有翼的原子火箭上再装上一台航空用的涡轮喷气发动机,当空火箭滑翔到低空作低速飞行时,开动涡轮喷气发动机,有了动力就可以较长时间作机动飞行,飞向指定的飞行场着陆。

现在我们已经引入了飞机,把它作为星际航行的辅助工具。其实航空技术还可以进一步与星际航行技术相结合:例如我们可以把一架装有喷气发动机的大飞机作为第一级运载工具,它载有一个第二级的火箭,第二级火箭上载有卫星式飞船。整个系统从飞行场起飞,就象飞机一样,飞机爬到高空,开足喷气发动机作水平飞行,当速度最大的时候,第二级的火箭脱离飞机(图 14.6),在已有的高度和速度上继续用火箭

推力升高和加速,以至进入卫星轨道。图 14.6 代表的第二级火箭可能是不回收的,或用降落伞、气球等办法回收。

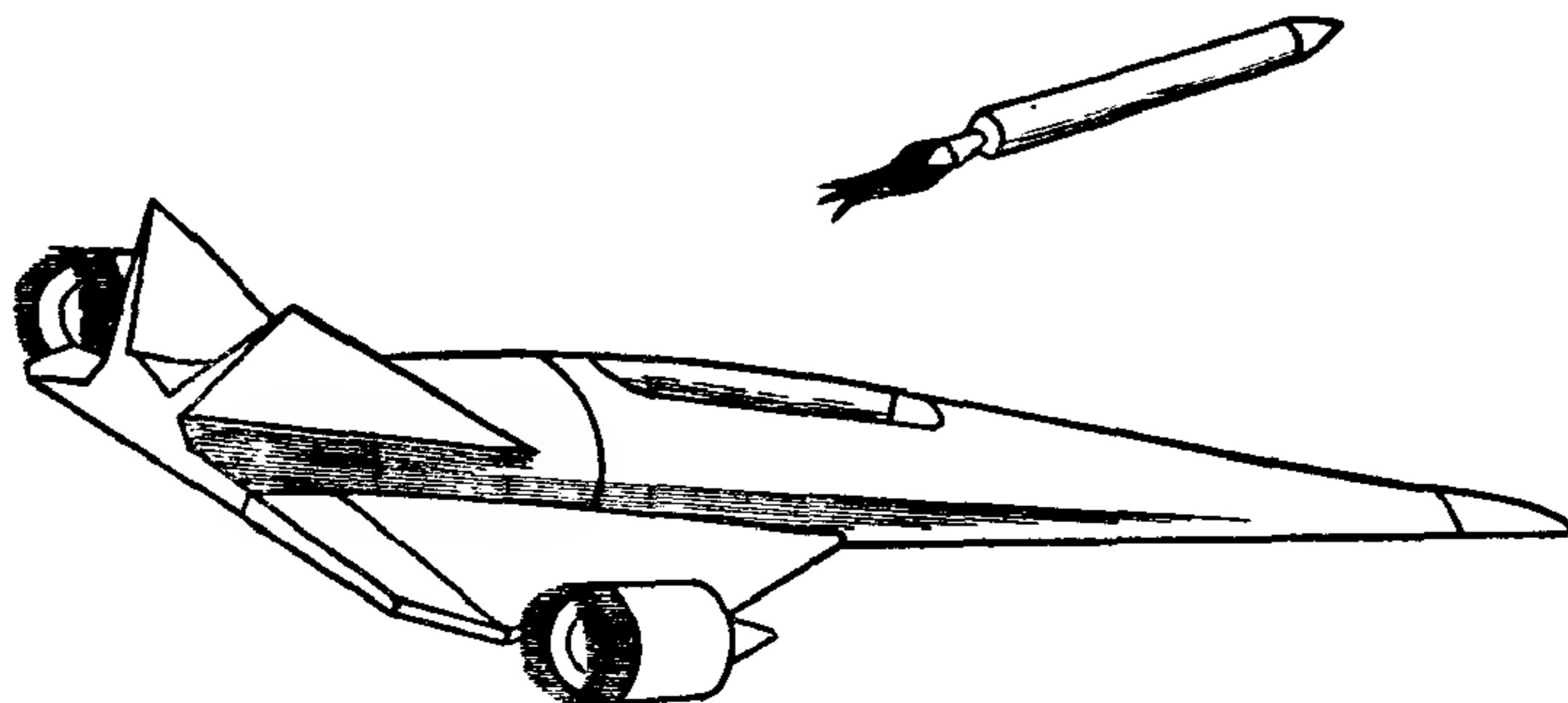


图 14.6 无翼的第二级火箭从飞机上起飞

我們当然也可以連第二级的火箭也作成为一架滑翔机(图 14.7),那么在进入卫星轨道的一段主动飞行,第二级火箭是发动机在后,翼面(这时空气稀薄 还不起作用)在前,如图 14.7 所示。当卫星飞船在卫星轨道上脱离第二级火箭以后,第二级火

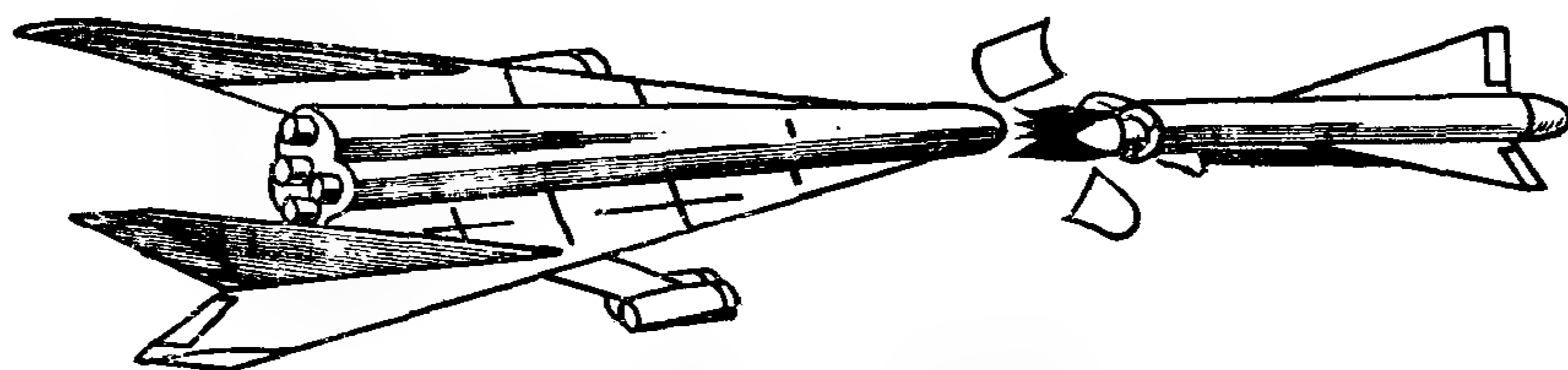


图 14.7 有翼的第二级火箭从飞机上起飞

箭准备返回地面的时候,首先要把第二级火箭调头,把火箭发动机调到飞行的前方,翼面调到飞行的后方。然后再开动火箭,仅开几秒钟,把飞行速度略微降低,空火箭就会下降。当空的第二级火箭再入大气层时 翼面就起了应有的空气动力作用,减小空气摩擦所产生的热流量;到达低空时,空火箭就是一般的滑翔机。

自然,上面所说的第二级火箭,其有效负荷也可以不是卫星式飞船,而是一支月球火箭或金星火箭。那就在第二级停火时,第三级火箭再起飞,如图 14.8。

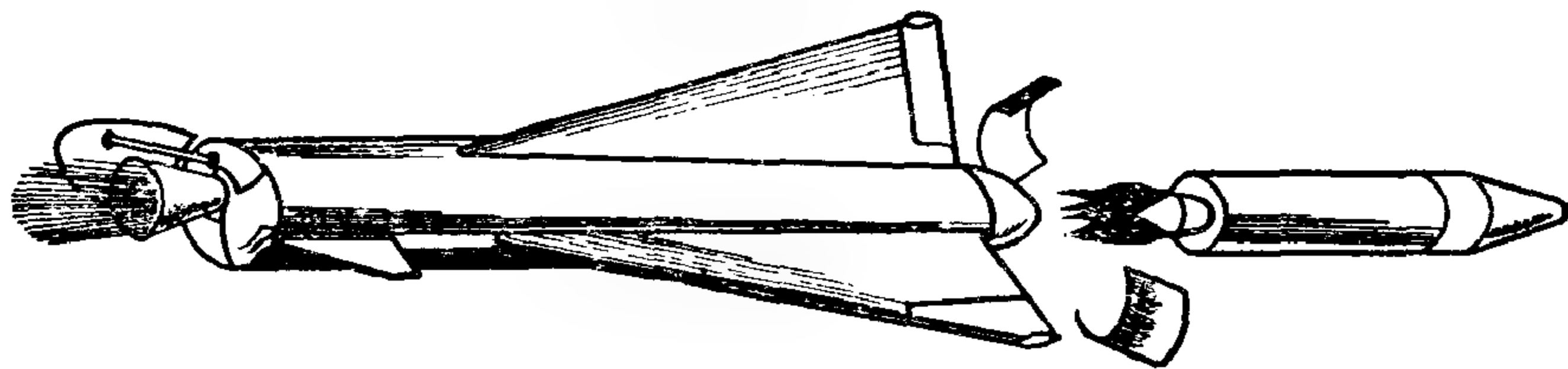


图 14.8 无翼的第三级火箭从有翼的第二级火箭上起飞

§ 14.5 运载飞机的动力系统

在上一节中所讲的各种运载飞机是比较复杂的体系。我们应该问：除了能够回收以外，它们的总经济价值到底如何？这里的一个关键问题是运载飞机的动力系统，实际上也就是第一级运载飞机的动力系统问题；因为第二级必需在高空稀薄的大气中产生推力，除了火箭发动机以外别无其他可用的大推力发动机。但是第一级运载飞机我们可以用以空气作为氧化剂的各种发动机，象涡轮喷气发动机、冲压式喷气发动机等。对这些发动机来说，作为氧化剂的空气是直接取之于飞机外的大气，并不要运载飞机从地面携带，要飞机带的只是燃料，所以每单位推力所消耗的推进剂量比较火箭发动机要小得多。例如对涡轮喷气发动机来说，每公斤推力每小时耗油约一公斤，也就是每公斤推力每秒耗油 $1/3600$ 公斤，也就是比冲量为 3600 秒。冲压式发动机耗油量略大些，每公斤推力每小时耗油量为 2.5 公斤，也就是比冲量为 1440 秒。这些数值比起一般化学火箭的比冲 300 秒、最大 400 秒、甚至原子火箭发动机的 800 秒，比冲都大得多，所以第一级运载工具如果改用了飞机，就可以大大节省推进剂，从而减轻重量。因此运载飞机比运载火箭效率高，而且又便于设计成多次使用的体系。

自然，正象我们在以前已经说过的那样，燃料和推进剂比起结构本身来说要便

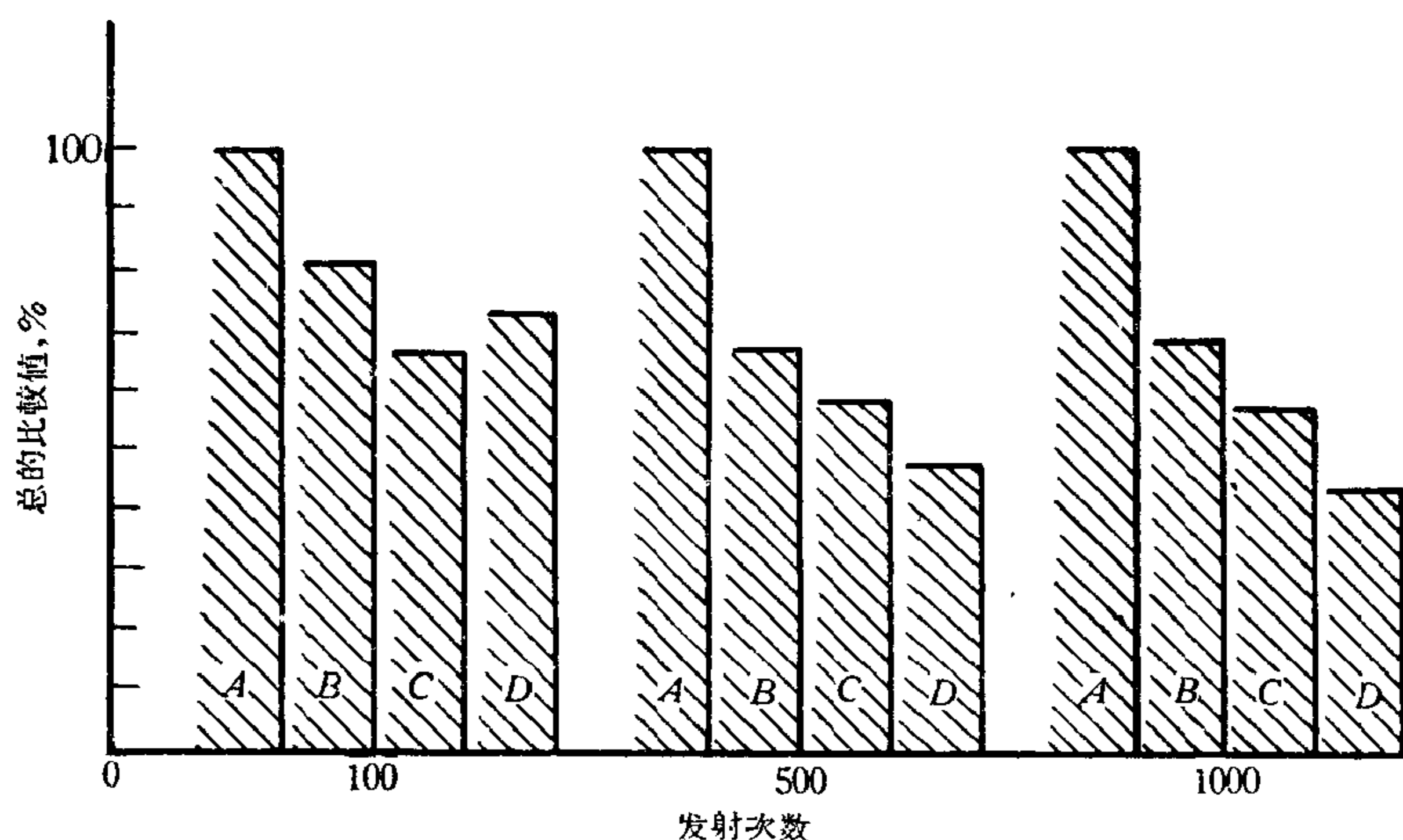


图 14.9 各种回收运载工具的比較 (軌道高度为 390 公里；
有效負荷为 9.07 吨；使用时间为二年)

A——不回收的运载火箭； B——用降落伞回收的运载火箭；
C——有翼的运载火箭； D——运载飞机。

宜,复杂的运载飞机比运载火箭要贵得多。如果即使再次使用,而使用的次数不大,运载飞机的系统也是不上算的。有人估计过一篇总账:对把约9吨卫星送入390公里高的轨道而言,情况就如图14.9所示。图中条的高度代表总费用,包括设备费和燃料推进剂费。第一组是在两年时间内发射100次,第二组是两年内发射500次,第三组是两年内发射1,000次。每一组的第一条代表完全不回收的运载火箭系统,这是比较的标准,条的高度作为100;第二条代表运载火箭用降落伞回收;第三条代表运载火箭上有翼面,是火箭飞机,但动力仍然是火箭发动机;第四条代表用第一级运载飞机的系统,运载飞机用喷气发动机。从图中看得出来,如果两年内发射500次以上,肯定用喷气飞机作为第一级运载工具是合算的。换句话说,在将来星际航行大发展的时代,喷气飞机将代替火箭而作为第一级的运载工具。

运载飞机的动力该用涡轮喷气发动机呢?还是冲压式发动机?我们知道涡轮喷气发动机内部有燃气涡轮和空气压缩机,所以比较重。但是涡轮喷气机在二倍半到三倍声速以下,耗油量比冲压式发动机小;而且它在飞机静止时也能起动,发出推力。相反,冲压式发动机内部没有燃气涡轮和空气压缩机,所以比较轻,但是在二倍半到三倍声速以下它的耗油量比涡轮喷气机大;而且冲压式发动机在飞机静止时无推力,一定要达到比较高的飞行速度后才显示出它的威力。因此我们可以说涡轮喷气发动机是低飞行速度的发动机,而冲压式发动机是高空、高飞行速度的发动机。所以在将来的运载飞机上应该两种喷气发动机同时并用,以涡轮喷气发动机起飞,当高度超过10公里及飞行速度达到两倍声速以上时再把冲压式发动机开动,继续爬高和加速,直到极限,然后第二级火箭脱离第一级飞机起飞。

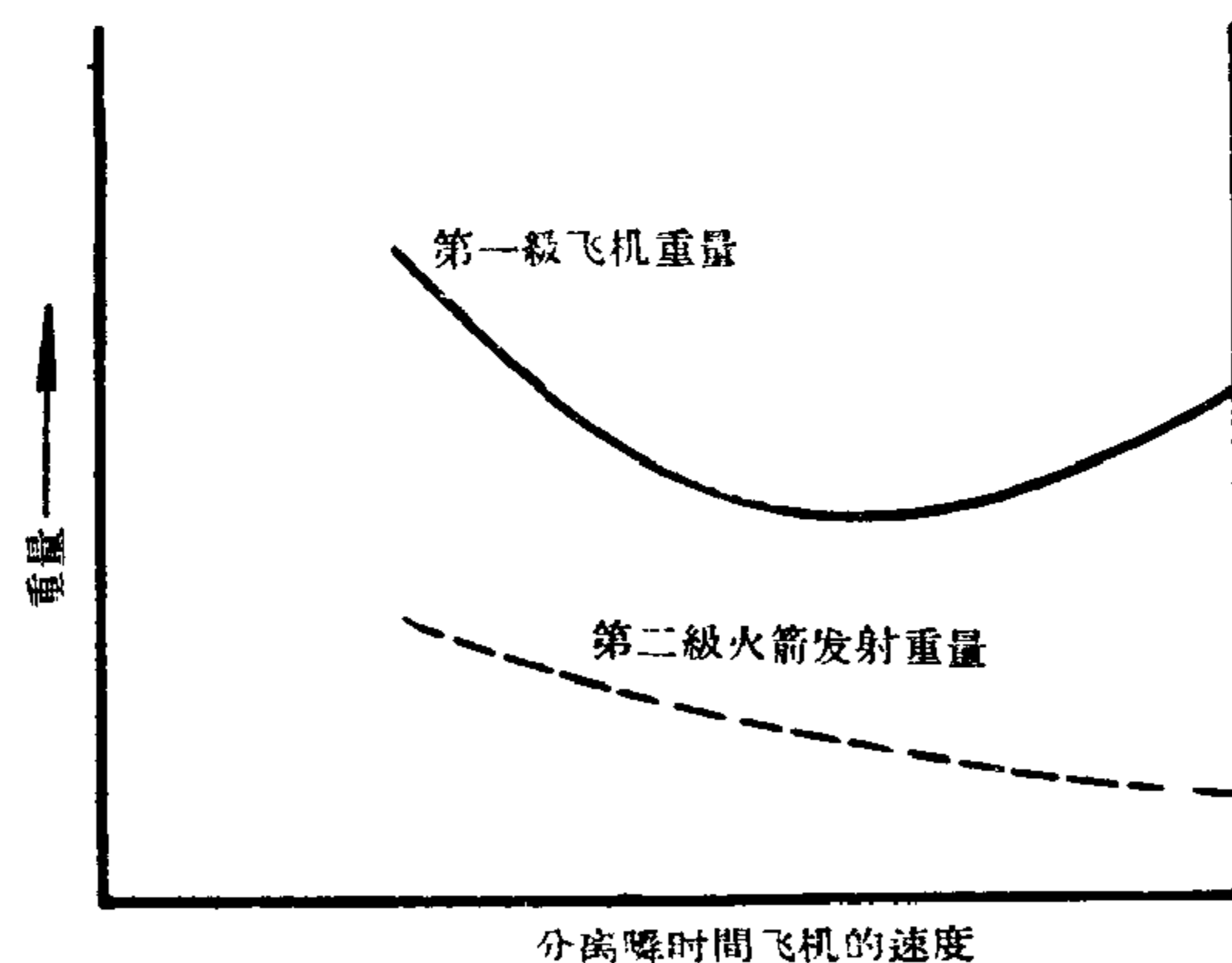


图 14.10 第一级运载飞机的速度与第一级运载飞机重量的关系(卫星重量固定不变)

自然,从第二级运载火箭来说,第一级运载飞机爬得越高、加速到越高的速度就越好。但是那样会大大增加第一级飞机的负担,从而增加飞机的重量。图 14.10 代表分析结果的趋势:固定第一级和第二级分离时的高度,象 25 公里,横坐标是分离时的速度;分离时速度大则第二级火箭重量减小。但是分离速度低时,因为第二级太大,第一级的运载飞机也得大,重量增加了。分离速度过高,第二级火箭虽然比较小,但是对运载飞机的要求过高,飞机重量也会增加。最好的分离速度是多少?这要看许多参数,而这些参数的具体数值现在还没有足够的依据来确定它们;而且飞机设计和材料的不断改进也一定会影响到最优分离速度的数值。但从现有的资料来看,这个最优分离肯定会大于四倍声速;而大于四倍声速的飞行速度主要是靠冲压式发动机来达到的。这就给冲压式发动机的设计师和研究人员提出了新的课题:因为现在所习用的设计概念,由于结构材料的限制,不能设计出飞行速度在四倍声速以上的冲压式发动机;新课题是研究和设计超高速的冲压式发动机,飞行速度为六倍、八倍声速的冲压式发动机。这将牵涉到设计概念的改变和引用新型高能燃料。

对于如何提高运载系统的效率,除了上述的几个体系之外,也还有其他的建议。例如有人提出利用轨道:在地球上高山地区依靠自然地形修一条几十公里长的上升轨道,从山底通到山顶;在轨道上可以行车,车上放置着带翼的原子运载火箭。所以车是第一级运载工具,把火箭先用车上自己的动力加速到超声速,这时车也到达轨道的顶端;就在这时候开动原子火箭发动机,作为第二级运载工具的原子火箭就脱离轨道上的车,而继续爬高和加速。轨道和车当然是一个可以多次使用的系统,而其优点是车比飞机简单些。近年来由于研究高速运动的需要,制成并使用了许多高速轨道车,车速可以达到几倍声速,所以在这方面已有一套比较成熟的经验可以参考。

此外,也有人想:既然从地球上把东西送上天去要用那么多能量,而大气层一直延续到很高的高度,那是不是可以在高空就地收入空气,而把空气液化,从中取得液氮和液氧?液氧可以用作运载火箭的氧化剂,而液氮可以用作为电火箭发动机的工作介质。一种具体设计概念是把原子能反应堆装在第一级运载飞机上,利用反应堆的热代替喷气发动机的燃料。当飞机爬到极限高度时,就在极限高度上作水平飞行,一面开始把吸入喷气发动机的一部分空气导入空气分馏装置,利用原子反应堆的一部分能量进行分馏,取得液氧、液氮;液氧装入第二级运载火箭的液氧箱,液氮装入第三级运载火箭的液氮箱。当箱体装满以后,第一级运载飞机的任务就算完成了。第二级运载火箭就用地面起飞时已经带上的液氢和在高空装上的液氧为推进剂,连同第三级和有效负荷脱离飞机开始爬高和加速;第二级液氢液氧运载火箭的任务是

进入卫星轨道。当第二级火箭和其负荷进入卫星轨道后,第三级运载火箭就可以脱离第二级火箭,第三级上有它自己的电源,这时启动电源,用在高空装上的液氮作工作介质,开动电弧火箭发动机,从卫星轨道上起飞。我们不难看出,这是一个非常复杂的运载系统,其总的经济效果如何尚待进一步的研究,但这种想法是启人深思的。

从这一章所讲的几个问题可以看出一个情况:即星际航行发展的现阶段虽然与航空技术有很大的区别,设计概念上不一样,用的动力也不一样,但是将来星际航行技术更进一步的发展会在运载工具方面引用许多航空技术的成果;航空技术将被吸收到星际航行技术中来。●星际航行技术将综合近代科学技术的各个方面,形成二十世纪下半叶科学技术的一个高峰。

[G e n e r a l I n f o r m a t i o n]

书名= 星际航行概论

作者=

S S 号=

页数= 3 0 6

封面页	
书名页	
版权页	
前言页	
目录页	
第一章	星际航行与宇宙航行
	1 . 1 火箭技术的早期
	1 . 2 现代的火箭技术
	1 . 3 太阳系
	1 . 4 地球的周围环境
	1 . 5 第一、第二、第三宇宙速度
	1 . 6 齐奥尔科夫斯基公式
	1 . 7 恒星世界的宇宙航行
	1 . 8 阿克来公式
第二章	火箭发动机原理
	2 . 1 星际航行的动力
	2 . 2 固体推进剂火箭发动机工作原理
	2 . 3 液体推进剂火箭发动机工作原理
	2 . 4 推力的计算
	2 . 5 喷气速度的计算
	2 . 6 喷管的形状
	2 . 7 推力系数
	2 . 8 比冲
	2 . 9 更准确的计算
第三章	火箭发动机的技术实现
	3 . 1 液体推进剂的性能
	3 . 2 液体推进剂的选择
	3 . 3 几种液体火箭发动机
	3 . 4 液体火箭发动机的设计过程
	3 . 5 发动机试车台
	3 . 6 固体推进剂及固体火箭发动机的发展
	3 . 7 固体火箭发动机的设计问题
	3 . 8 固体火箭发动机的发展前景
	3 . 9 新型火箭发动机——固液型发动机
	3 . 1 0 发动机推力方向的调节
第四章	运载火箭的技术实现
	4 . 1 多级运载火箭的级数
	4 . 2 运载火箭的实例
	4 . 3 结构重量、结构比
	4 . 4 运载火箭的设计过程
	4 . 5 星际航行场
第五章	运载火箭从地面起飞的轨道问题
	5 . 1 发射人造行星或月球火箭的轨道与发射人造卫星的轨道
	5 . 2 邻近地面的起飞轨道
	5 . 3 质点在向心引力场中的运动
	5 . 4 椭圆轨道上卫星的周期
	5 . 5 发射卫星的最佳轨道
第六章	星际航行的轨道
	6 . 1 太阳的重力场
	6 . 2 太阳系中的椭圆轨道
	6 . 3 实例
	6 . 4 在中心力场中的低推力轨道
	6 . 5 低推力星际航道
	6 . 6 光帆
第七章	原子能火箭发动机
	7 . 1 原子能
	7 . 2 原子火箭发动机
	7 . 3 电火箭的设计原理
	7 . 4 电火箭发动机的类型
	7 . 5 原子火箭与电火箭的比较
	7 . 6 氦火箭发动机
第八章	制导问题

	8 . 1	制导
	8 . 2	发射人造地球卫星的轨道所要求的精确度
	8 . 3	星际飞行轨道所需要的精确度
	8 . 4	控制的概率
	8 . 5	星际航行的制导问题
	8 . 6	运载火箭的制导系统, 初制导系统
	8 . 7	制导系统的设计
第九章		星际航行中的通讯问题
	9 . 1	星际航行中通讯工作的重要意义
	9 . 2	星际航行中通讯系统的有效功率
	9 . 3	星际航行通讯中的噪声
	9 . 4	信息率
	9 . 5	量子效应
	9 . 6	星际通讯的设备要求
	9 . 7	地面接收天线
	9 . 8	卫星式通讯中继站系统
	9 . 9	电磁波传播问题
	9 . 1 0	光波通讯
第十章		再入大气层
	1 0 . 1	人造卫星或星际飞船的降落问题
	1 0 . 2	再入大气层的轨道分析
	1 0 . 3	两种再入轨道
	1 0 . 4	防热设计
	1 0 . 5	防热设计的原则
	1 0 . 6	星际飞行轨道中的应用
第十一章		防辐射
	1 1 . 1	防辐射问题
	1 1 . 2	光子对物质的作用
	1 1 . 3	电子对物质的作用
	1 1 . 4	α 粒子、质子以及重原子核碳、氮、氧对物质的作用
	1 1 . 5	中子对物质的作用
	1 1 . 6	辐射对人体的作用
	1 1 . 7	辐射剂量
	1 1 . 8	宇宙射线
	1 1 . 9	地球辐射带及太阳耀斑爆发的辐射
	1 1 . 1 0	中子的防护
	1 1 . 1 1	辐射对器材的破坏作用
第十二章		飞船的设计问题
	1 2 . 1	超重和失重
	1 2 . 2	超重对人的影响
	1 2 . 3	失重对人的影响
	1 2 . 4	飞船船舱的设计要求
	1 2 . 5	星际航行中人的生活条件
	1 2 . 6	氧气及水分的供应
	1 2 . 7	长旅程星际飞船中的生态学系统
	1 2 . 8	防微陨石及通过小行星带
	1 2 . 9	飞船的定向系统
第十三章		飞船中的电源
	1 3 . 1	星际飞船中的能源
	1 3 . 2	化学电池
	1 3 . 3	太阳光电池
	1 3 . 4	汽轮发电机
	1 3 . 5	热电偶发电机
	1 3 . 6	热电子发电机
	1 3 . 7	电磁流体发电机
第十四章		星际航行进一步发展的几个问题
	1 4 . 1	卫星式星际航行站
	1 4 . 2	运载火箭的海面发射
	1 4 . 3	运载火箭的回收
	1 4 . 4	飞机用作运载工具
	1 4 . 5	运载飞机的动力系统
附录页		

